

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA**  
**MAESTRÍA Y DOCTORADO EN CIENCIAS E INGENIERÍA**



**TESIS:**

**“ANÁLISIS DE LA INICIACIÓN DE GRIETAS EN PERFILES ALARES DE  
MATERIAL COMPUESTO POR IMPACTOS DE BAJA ENERGÍA”**

**QUE PRESENTA PARA OBTENER EL GRADO DE:  
MAESTRO EN CIENCIAS**

**TESISTA:**

**ILSE PAOLA JAUREGUI BOGARIN**

**DIRECTORA DE TESIS: DRA. MIRIAM SIQUEIROS HERNÁNDEZ**

**CODIRECTOR DE TESIS: DR. ISRAEL SAUCEDA MEZA**

**MEXICALI, B.C.**

**NOVIEMBRE 2021**

## AGRADECIMIENTOS

Quiero agradecer a la Universidad Autónoma de Baja California por permitirme realizar mis estudios de posgrado, por el uso de sus instalaciones para la manufactura y realización de pruebas, así como a mis profesores, los cuales me ayudaron a formar mi educación académica.

Me gustaría realizar un especial agradecimiento a la Dra. Miriam Siqueros por su ayuda incondicional, consejos, paciencia y sabiduría compartidos a lo largo de estos años, así como al Dr. Emmanuel Durazo por sus consejos y apoyo académico.

A CONACYT por haberme otorgado la oportunidad de continuar con mis estudios de posgrado mediante la beca otorgada para el tiempo que duró mi maestría.

A mi comité de evaluación por su apoyo y consejos durante estos dos años.

A Dios, por permitirme culminar con éxito mis estudios de posgrado.

A mi familia, por el apoyo incondicional e impulsarme a ser mejor.

A mi hermano Ernesto, gracias por apoyarme y estar ahí siempre.

## DEDICATORIA

Dedico este trabajo de grado:

A **Dios**, por darme la oportunidad de tener salud y culminar con éxito mis estudios, iluminar mi mente, y poner en mi camino personas que se han convertido en mi soporte y ejemplo.

A mi **madre**, por ser el pilar de todo lo que soy, por apoyarme en cada etapa de mi vida, por todos los sacrificios y desvelos, tu paciencia, amor y sobre todo por siempre creer en mí e impulsarme a ser mejor.

A mi **abuelita** Tere, por su sabiduría, consejos, amor, y por ser un ejemplo de vida.

## RESUMEN

Desde algunos años en búsqueda de la aplicación de materiales ligeros y resistentes se inició con la transición del uso de aleaciones de grado aeroespacial a materiales compuestos para diferentes componentes de las aeronaves comerciales. Esta medida, a su vez trajo consigo nuevos retos, uno de ellos fue conocer el comportamiento del material compuesto cuando este es sometido a una fuerza de impacto, ya que con el tiempo se ha visto la diferencia estructural que se tiene entre ambos materiales.

Unos de los factores que puede generar pequeñas grietas en el material durante el vuelo son los impactos, los cuales normalmente son por aves, granizo o drones, estos suceden en la mayoría de los casos a una baja altitud durante el momento del despegue y aterrizaje; en base a trabajos pasados se sabe que las secciones del avión que comúnmente reciben estos daños son: la nariz, las alas, la cola y el fuselaje.

Esta investigación desarrolla los procesos de manufactura manual con curado por vacío, mediante los cuales se obtuvieron probetas de material compuesto de fibra de carbono bidireccional 3K y resina epóxica. Enfocados a las estructuras que normalmente reciben impactos, se decidió también manufacturar dos tipos de perfiles alares de aviones comerciales, estos fueron: SC(2)-0714 y GOE777-IL.

Además de la manufactura de probetas y perfiles, se seleccionaron las normativas ASTM D7136 para pruebas de impacto por gravedad en materiales compuestos, y la ASTM D3039 para pruebas de tensión en materiales compuestos, estas normativas se seleccionaron para la realización de sus respectivas pruebas mecánicas, con lo que se podrá obtener los modos de falla de las probetas y perfiles. La validación de resultados se llevó a cabo mediante una comparación de resultados teóricos y prácticos con ayuda de software de ingeniería tales como SolidWorks y ANSYS, y el software de probabilidad Minitab.

## **ABSTRACT**

For some years, the search for the application of light and resistant materials began with the transition from the use of aerospace-grade alloys to composite materials for different components of commercial aircraft. This measure, in turn, brought with it new challenges, one of them was to know the behavior of the composite material when it is subjected to an impact force since over time the structural difference between the two materials has been seen.

One of the factors that can generate small cracks in the material during a flight are impacts, which are usually by birds, hail or, drones, these occur in most cases at a low altitude during takeoff and landing; Based on past work, it is known that the sections of the aircraft that receive these damages are: the nose, the wings, the tail and, the fuselage.

This research develops manual manufacturing processes with vacuum curing, through which specimens of 3K bidirectional carbon fiber composite material and epoxy resin were obtained. Focusing on the structures that received these impacts, it was also decided to manufacture two types of wing profiles for commercial aircraft, they were: SC (2) -0714 and GOE777-IL.

In addition to the manufacture of specimens and profiles, the ASTM D7136 standards were selected for gravity impact tests on composite materials, and ASTM D3039 for stress tests on composite materials, these standards were selected for the performance of their respective mechanical tests, with which it will be possible to obtain the failure modes of the specimens and profiles. Results validation was carried out by comparing theoretical and practical results with the help of SolidWorks and ANSYS engineering software, and Minitab probability software.

# ÍNDICE DEL CONTENIDO

AGRADECIMIENTOS.....	II
DEDICATORIA.....	III
RESUMEN.....	IV
ABSTRACT.....	V
ÍNDICE DE FIGURAS.....	X
ÍNDICE DE TABLAS.....	XIII
ÍNDICE DE GRÁFICAS.....	XIV
ÍNDICE DE ECUACIONES.....	XV
ABREVIACIONES.....	XV
SIMBOLOGÍA.....	XVI
CAPÍTULO 1 INTRODUCCIÓN.....	2
1.1. Introducción.....	3
1.2. Problemática.....	3
1.3. Justificación.....	4
1.4. Hipótesis.....	4
1.5. Objetivo general.....	4
1.5.1. Objetivos específicos.....	5
CAPÍTULO 2 ESTADO DEL ARTE.....	6
2.1. Historia de los materiales.....	7
2.2. Clasificación de los materiales.....	8
2.3. Historia de los materiales compuestos.....	10
2.4. Evolución de los materiales compuestos en la industria aeronáutica.....	12
2.5. Accidentes aéreos.....	17
2.6. Niveles de tensión en los componentes de una aeronave.....	18
2.7. Daños por impacto en materiales compuestos utilizados en aeronaves comerciales.....	20
2.7.1. Daños ocasionados por granizo.....	22
CAPÍTULO 3 MARCO TEÓRICO.....	23
3.1. Materiales compuestos.....	24
3.2. Tolerancia al daño en los materiales.....	25
3.3. Aplicación de materiales compuestos en aviones comerciales.....	16
3.3.1. Aplicación de fibra de carbono en la industria aeroespacial.....	16

3.4.	Consideraciones estructurales de diseño de una aeronave comercial .....	27
3.4.1.	Estructura y diseño del ala .....	27
3.5.	Condiciones de manufactura para el ala de aeronaves comerciales .....	29
3.5.1.	Materiales constituyentes utilizados en aeronaves .....	30
3.5.2.	Métodos de manufactura para laminados utilizados en aeronaves .....	30
3.6.	Cargas aplicadas en una aeronave .....	31
3.7.	Causantes de una falla en aeronaves comerciales .....	33
3.7.1.	Factores ambientales .....	35
3.7.1.1.	Rayos .....	36
3.7.1.2.	Granizo .....	36
3.7.1.3.	Corrosión .....	37
3.7.2.	Daños por impactos que puede sufrir una aeronave comercial .....	38
3.7.2.1.	Aves .....	40
3.7.2.2.	Granizo .....	41
3.7.2.3.	Drones .....	43
3.8.	Fractura en materiales convencionales .....	44
3.8.1.	Mecánica de fractura .....	44
3.8.2.	Tenacidad a la fractura de los materiales .....	45
3.8.3.	Modos de fractura .....	46
3.8.4.	Teoría de Griffith .....	48
3.8.5.	Otras contribuciones en el área de fractura .....	49
3.9.	Fractura en materiales compuestos .....	51
3.9.1.	Crecimiento de grietas en materiales compuestos .....	55
CAPÍTULO 4 METODOLOGÍA Y DESARROLLO EXPERIMENTAL .....		60
4.1.	Materiales y equipo .....	61
4.1.1.	Fibra de carbono 3K .....	62
4.1.2.	Resina epóxica utilizada .....	63
4.1.2.1.	PRO SET LAM-125 .....	64
4.1.2.2.	West System 105 .....	65
4.2.	Diseño de fixturas para manufactura y pruebas en perfiles alares .....	66
4.2.1.	Fixtura para laminado de perfiles .....	66
4.2.2.	Fixtura para pruebas de impacto .....	67
4.3.	Procesos de manufactura de laminados .....	67
4.3.1.	Probetas para prueba de tensión ASTM D3039 .....	68

4.3.2.	Probetas para pruebas de impacto ASTM D7136.....	77
4.3.3.	Manufactura de moldes para perfiles alares .....	80
4.3.3.1.	Moldes positivos.....	80
4.3.4.	Manufactura de perfiles alares .....	88
4.4.	Pruebas mecánicas.....	93
4.4.1.	Prueba de tensión ASTM D3039.....	93
4.4.2.	Prueba de impacto ASTM D7136.....	95
4.4.2.1.	Cálculo de la energía de impacto.....	97
4.4.2.2.	Metodología de análisis del área de daño.....	98
4.4.2.3.	Prueba de impacto en probetas .....	99
4.4.3.	Prueba de impacto en perfiles alares.....	100
4.5.	Simulaciones mecánicas.....	101
4.5.1.	Simulaciones realizadas a piezas manufacturadas de material compuesto... 102	
4.5.1.1.	Simulación de prueba de tensión en probetas ASTM D3039.....	103
4.5.1.2.	Simulación de prueba de impacto.....	103
4.6.	Métodos de inspección no destructivos.....	104
4.6.1.	Inspección visual.....	104
4.6.2.	Líquidos penetrantes .....	105
4.6.2.1.	Proceso de aplicación de líquidos penetrantes en probetas de impacto y perfiles alares.....	106
4.6.2.2.	Proceso de aplicación de líquidos penetrantes en perfiles alares .....	107
CAPÍTULO 5 RESULTADOS.....		108
5.1.	Resultados de pruebas de impacto ASTM D3039.....	109
5.2.	Resultados de pruebas de impacto ASTM D7136.....	114
5.2.1.	Probetas dañadas a 37 J .....	115
5.2.2.	Probetas dañadas a 40 J .....	120
5.3.	Resultados de pruebas de impacto en perfiles alares.....	123
5.3.1.	Perfiles GOE777-IL.....	124
5.3.2.	Perfiles SC (2)-0714 .....	126
5.4.	Comparación teórica de resultados.....	129
5.4.1.	Pruebas de tensión .....	130
5.4.2.	Pruebas de impacto .....	130
5.5.	Validación de resultados mediante simulaciones .....	131
5.5.1.	Prueba de tensión .....	131
5.5.2.	Prueba de impacto.....	132

5.5.3.	Inspección por medio de líquidos penetrantes en probetas.....	133
5.5.4.	Inspección por medio de líquidos penetrantes en perfiles alares.....	134
CAPÍTULO 6 DISCUSIONES Y CONCLUSIONES .....		136
7.	Bibliografía .....	140
8.	Anexos .....	146
8.1.	Daños por impacto en probetas bajo la ASTM D7136 .....	146
8.2.	Planos de componentes para manufactura, pruebas y simulaciones .....	152
9.	Resultados de simulación de pruebas de tensión en ANSYS.....	155

# ÍNDICE DE FIGURAS

<i>Figura 2.1. Resistencia representativa de diversos materiales [5].</i>	10
<i>Figura 2.2. Otto Lilienthal con su planeador Derwitzer [10].</i>	12
<i>Figura 2.3. Evolución de los materiales compuestos en la industria aeronáutica [13].</i>	13
<i>Figura 2.4. Áreas con mayor número de impactos por aves en aviones comerciales [25].</i>	21
<i>Figura 3.1. Muestra el tejido de la fibra y el recubrimiento de la matriz para crear un material compuesto [29].</i>	24
<i>Figura 3.2. Componentes de aeronaves manufacturados con materiales compuestos.</i>	26
<i>Figura 3.3. Uso de materiales compuestos en aeronave A350 XWB [33].</i>	27
<i>Figura 3.4. Porcentaje de material compuesto utilizado en el B787 [34].</i>	27
<i>Figura 3.5. Nomenclatura de un perfil aerodinámico [37].</i>	29
<i>Figura 3.6. Daño causado en fuselaje por impacto de ave [42].</i>	40
<i>Figura 3.7. Gráfica de velocidad del granizo del nivel del mar a 1.52km (5000 ft) [15].</i>	42
<i>Figura 3.8. Daño causado a aeronave A319 por tormenta de granizo durante su vuelo [43].</i>	43
<i>Figura 3.9. Modos de fractura en materiales [47].</i>	47
<i>Figura 3.10. Simetrías de los modos de desplazamiento de la punta de la grieta para cada modo de fractura, a) modo I, b) modo II, c) modo III [48].</i>	47
<i>Figura 3.11. Modos de falla interlaminar, (1+) tensión longitudinal, (1-) compresión longitudinal, (2+) fractura transversal con orientación de fibras 0°, (2-) fractura transversal con orientación de fibras a 53° [9].</i>	52
<i>Figura 3.12. Morfología de fibras, a) fractura de las fibras en tensión, b) compresión en CFRP [9].</i>	53
<i>Figura 3.13. Probeta de material compuesto reforzado con fibra de carbono con fractura en modo de tensión [9].</i>	54
<i>Figura 3.14. Fases del proceso de fractura, 1) carga con crecimiento de la grieta, 2) crecimiento de grieta estable, 3) crecimiento inestable de la grieta [9].</i>	56
<i>Figura 3.15. Crecimiento de grieta, a) crecimiento de grieta similar, b) crecimiento de grieta no similar [6].</i>	57
<i>Figura 3.16. Modo I de falla en sus diferentes etapas [52].</i>	58
<i>Figura 4.1. Bomba de vacío utilizada para el curado de laminados y perfiles alares.</i>	62
<i>Figura 4.2. Fibra de carbono bidireccional 3K utilizada en probetas y perfiles alares.</i>	63
<i>Figura 4.3. Resina y catalizador PRO SET utilizados en laminados para probetas.</i>	64
<i>Figura 4.4. Resina epóxica y catalizador utilizados en manufactura de perfiles alares.</i>	65
<i>Figura 4.5. Fixtura diseñada para la manufactura de perfiles alares.</i>	66
<i>Figura 4.6. Fixtura colocada en área de prueba sujetando perfil alar.</i>	67
<i>Figura 4.7. Geometría y dimensiones de probetas en base a norma ASTM D3039 [57].</i>	68
<i>Figura 4.8. Geometría y dimensiones de probetas bajo la norma ASTM D7136 [58].</i>	68
<i>Figura 4.9. Proceso de corte, a) material y herramientas necesarias para proceso de corte, b) corte de fibra.</i>	69
<i>Figura 4.10. Fibra de carbono cortada para la manufactura de probetas de impacto y tensión.</i>	70
<i>Figura 4.11. Superficie para laminado, a) antes de limpieza, b) posterior a limpieza.</i>	71
<i>Figura 4.12. Superficie para laminado, a) aplicación de cera desmoldante, b) superficie con 5 capas aplicadas.</i>	71

<i>Figura 4.13. Materiales, equipo y herramientas para laminado con aplicación de vacío, de abajo hacia arriba, 1) bagging film (café), 2) breather (blanca), 3) release peel ply (verde).</i>	72
<i>Figura 4.14. Adhesión de cinta doble cara en superficie y bolsa de vacío para proceso de vacío.</i>	73
<i>Figura 4.15. Manufactura manual en laminado a) aplicación con brocha, b) distribución con rodillo.</i>	74
<i>Figura 4.16. Proceso de curado por vacío, a) aplicación de release peel ply y breather a laminado, b) aplicación de vacío a laminado.</i>	74
<i>Figura 4.17. Laminado de 6 capas de fibra de carbono bidireccional y resina epóxica, a) vista frontal, b) vista posterior.</i>	75
<i>Figura 4.18. Escuadrado de extremos en laminado, a) herramienta rotativa utilizada, b) laminado sin excedentes, c) delineado de geometría de las probetas, d) corte de probetas en sierra de banco.</i>	75
<i>Figura 4.19. Probetas para tensión posterior al corte.</i>	76
<i>Figura 4.20. Probetas de tensión, a) dimensionamiento, b) delineado de área de prueba.</i>	77
<i>Figura 4.21. Manufactura de probetas para impacto, a) conexión utilizada para bomba de vacío, b) aplicación de capas de fibra de carbono y resina, c) laminado dentro de bolsa de vacío.</i>	78
<i>Figura 4.22. Preparación de laminado para probetas de impacto, a) escuadrado de laminado, b) delineado de probetas, c) corte de probetas con sierra de banco.</i>	79
<i>Figura 4.23. Probetas para impacto, a) con energía de impacto aplicada de drones, b) con energía de impacto aplicada de granizo.</i>	79
<i>Figura 4.24. Diagrama de flujo de manufactura de molde.</i>	81
<i>Figura 4.25. Manufactura de moldes, a) plantilla de perfil GOE777-IL en espuma para delineado, b) perfil SC (2)-0714 antes y después del corte.</i>	82
<i>Figura 4.26. Molde positivo con secciones de perfiles unidas y desbastadas, a) perfil GOE777-IL, b) perfil SC (2)-0714.</i>	83
<i>Figura 4.27. Perfil SC (2)-0714, a) perfil sin desbaste, b) perfil pulido.</i>	83
<i>Figura 4.28. Perfiles con aplicación de resanador, a) GOE777-IL, b) SC (2)-0714.</i>	84
<i>Figura 4.29. Perfil SC (2)-0714 con superficie pulida.</i>	84
<i>Figura 4.30. Aplicación de bondo en perfil.</i>	85
<i>Figura 4.31. Perfiles con capa de bondo, a) superficie curada, b) superficie curada y desbastada.</i>	85
<i>Figura 4.32. Uso de pasta de secado rápido perfil con pasta resanadora, a) aplicación de pasta, b) pasta pulida.</i>	86
<i>Figura 4.33. Aplicación de gel coat a molde.</i>	86
<i>Figura 4.34. Perfiles alares con recubrimiento de gel coat.</i>	87
<i>Figura 4.35. Perfil alar de espuma recubierto con gel coat.</i>	87
<i>Figura 4.36. Perfil alar SC (2)-0714. imagen superior geometría obtenida de Airfoil Tools, imagen inferior modelo de SolidWorks [61].</i>	88
<i>Figura 4.37. Perfil alar GOE777-IL, imagen superior geometría obtenida de Airfoil Tools, imagen inferior modelo de SolidWorks [60].</i>	89
<i>Figura 4.38. Colocación de molde GOE777-IL en fixtura para manufactura.</i>	89
<i>Figura 4.39. Protecciones aplicadas a fixtura para no dañar la bolsa de vacío.</i>	90
<i>Figura 4.40. Distribución de resina epóxica con rodillo para laminados en perfil GOE777-IL.</i>	91

<i>Figura 4.41. Mejora en bolsa de vacío, a) bolsa sellada antes de aplicar vacío, b) bolsa con vacío aplicado. ....</i>	<i>91</i>
<i>Figura 4.42. Perfiles curados y desmoldados, a) GOE777-IL, b) SC (2)-0714. ....</i>	<i>92</i>
<i>Figura 4.43. Perfiles alares, a) delineado de secciones de perfiles alares, b) corte de secciones. ....</i>	<i>92</i>
<i>Figura 4.44. Prueba de tensión en probetas de material compuesto, a) probeta sujeta por las mordazas, b) ruptura de probeta. ....</i>	<i>94</i>
<i>Figura 4.45. Códigos de modos de falla típicos en pruebas de tensión [57]. ....</i>	<i>95</i>
<i>Figura 4.46. Máquina de pruebas de impacto por gravedad. ....</i>	<i>96</i>
<i>Figura 4.47. Área de prueba de máquina de impacto con probeta de material compuesto colocado para prueba de impacto. ....</i>	<i>97</i>
<i>Figura 4.48. Medición de la extensión del daño por impacto en probetas [58]. ....</i>	<i>98</i>
<i>Figura 4.49. Modos de daño comúnmente observados por impacto de caída libre [58]. ....</i>	<i>99</i>
<i>Figura 4.50. Área de pruebas de máquina de impacto con perfil alar colocado para realización de la prueba. ....</i>	<i>101</i>
<i>Figura 4.51. Diagrama de flujo para proceso de simulaciones. ....</i>	<i>102</i>
<i>Figura 4.52. Modelo MEF en ANSYS. ....</i>	<i>103</i>
<i>Figura 4.53. Geometrías de probeta e indentador utilizados en la simulación para prueba de impacto. ....</i>	<i>104</i>
<i>Figura 4.54. Tinta fluorescente aplicada a probetas en proceso de inspección visual de daños. ....</i>	<i>106</i>
<i>Figura 4.55. Aplicación de tinta fluorescente en área impactada. ....</i>	<i>107</i>
<i>Figura 4.56. Aplicación de tinta fluorescente a perfiles alares. ....</i>	<i>107</i>
<i>Figura 5.1. Modos de falla y daños superficiales obtenidos de las probetas de material compuesto ante un impacto de 37 J. ....</i>	<i>118</i>
<i>Figura 5.2. Modos de falla y daños superficiales resultantes en probetas de material compuesto ante impacto de 40 J. ....</i>	<i>122</i>
<i>Figura 5.3. Modos de falla y daño superficial resultante ante pruebas de impacto a 40 J en perfiles alares GOE777-IL. ....</i>	<i>125</i>
<i>Figura 5.4. Modos de falla y daño superficial resultante ante impacto a 40 J en perfiles alares SC (2)-0714. ....</i>	<i>128</i>
<i>Figura 5.5. Simulación de prueba de tensión realizada en ANSYS. ....</i>	<i>132</i>
<i>Figura 5.6. Resultado de simulación en ANSYS de prueba de impacto en probetas. ....</i>	<i>133</i>
<i>Figura 5.7. Concentrado de visualización de grietas por medio de líquidos penetrantes. ....</i>	<i>134</i>
<i>Figura 5.8. Concentrado de visualización de grietas superficiales por medio de líquidos penetrantes. ....</i>	<i>135</i>

## ÍNDICE DE TABLAS

<i>Tabla 2-1. Ejemplos, aplicaciones y propiedades representativas de los distintos grupos de materiales.</i>	8
<i>Tabla 2-2. Antecedentes de accidentes aéreos por fatiga.</i>	17
<i>Tabla 3-1. Materiales constituyentes utilizados en aeronaves [32].</i>	30
<i>Tabla 3-2. Cargas manifestadas durante la vida de una aeronave [38].</i>	31
<i>Tabla 3-3. Frecuencia de mecanismos de falla [21].</i>	33
<i>Tabla 3-4. Puntos de inicio por fatiga en una aeronave [21].</i>	34
<i>Tabla 3-5. Aplicaciones y modos de falla presentes en compuestos más comunes.</i>	58
<i>Tabla 4-1. Materiales y equipo necesarios para los procesos de manufactura y pruebas.</i>	62
<i>Tabla 4-2. Propiedades de fibra de carbono utilizada [55].</i>	63
<i>Tabla 4-3. Propiedades de resina epóxica PRO SET LAM-125[56].</i>	64
<i>Tabla 4-4. Propiedades de resina epóxica West System 109.</i>	65
<i>Tabla 4-5. Materiales utilizados para fixtura.</i>	66
<i>Tabla 4-6. Materiales y equipo necesario para laminado de probetas de material compuesto.</i>	69
<i>Tabla 4-7. Valores referentes al uso de la resina epóxica utilizada en los laminados para probetas.</i>	73
<i>Tabla 4-8. Concentrado dimensional de probetas para tensión.</i>	77
<i>Tabla 4-9. Concentrado dimensional de probetas para impacto por granizo.</i>	80
<i>Tabla 4-10. Concentrado dimensional de probetas para impacto por drones.</i>	80
<i>Tabla 4-11. Valores de resina epóxica aplicados en la manufactura.</i>	90
<i>Tabla 4-12. Dimensiones de perfil alar SC (2)-0714.</i>	93
<i>Tabla 4-13. Dimensiones de perfil alar GOE777-IL.</i>	93
<i>Tabla 4-14. Variables para la realización de prueba de tensión.</i>	94
<i>Tabla 4-15. Valores a utilizar para pruebas de impacto [31][62].</i>	100
<i>Tabla 4-16. Ventajas y desventajas en la aplicación de líquidos penetrantes [65].</i>	105
<i>Tabla 5 -1. Concentrado de resultados numéricos de pruebas de tensión.</i>	110
<i>Tabla 5-2. Concentrado de resultados de probetas sometidas a 37 J.</i>	116
<i>Tabla 5-3. Daño longitudinal en diferentes ángulos.</i>	116
<i>Tabla 5-4. Concentrado de valores dimensionales de daño en probetas dañadas por impacto a 40 J.</i>	120
<i>Tabla 5-5. Concentrado de daño longitudinal por ángulo.</i>	120
<i>Tabla 5-6. Dimensionamiento de daño por impacto en probetas.</i>	124
<i>Tabla 5-7. Dimensiones de la superficie del daño por impacto obtenidas de los perfiles.</i>	127
<i>Tabla 5-8. Validación de resultados prácticos con resultados numéricos.</i>	132

## ÍNDICE DE GRÁFICAS

<i>Gráfica 2.1. Fases de vuelo en que se han registrado accidentes por impactos de aves [23].</i>	21
<i>Gráfica 3.1. Porcentaje de material compuesto que utilizan algunas aeronaves comerciales.</i>	26
<i>Gráfica 5.1. Gráfica esfuerzo – deformación de probetas sometidas a tensión bajo la ASTM D3039.</i>	110
<i>Gráfica 5.2. Análisis de normalidad en resultados de deformación de probetas sometidas a prueba de tensión.</i>	111
<i>Gráfica 5.3. Análisis de normalidad en resultados de esfuerzo de probetas sometidas a prueba de tensión.</i>	112
<i>Gráfica 5.4. Análisis de correlación del espesor de probetas VS la resistencia a tensión.</i>	113
<i>Gráfica 5.5. Modos de falla predominantes en prueba de tensión en probetas.</i>	113
<i>Gráfica 5.6. Normalidad de resultados de prueba de impacto con energía de 37 J.</i>	114
<i>Gráfica 5.7. Normalidad de resultados de prueba de impacto con energía de 40 J.</i>	115
<i>Gráfica 5.8. Tendencia en modos de falla en probetas de material compuesto ante impacto por caída libre de 37 J.</i>	117
<i>Gráfica 5.9. Análisis de normalidad en probetas sometidas a energía de impacto de 37 J.</i>	119
<i>Gráfica 5.10. Repetibilidad de modos de falla en probetas.</i>	121
<i>Gráfica 5.11. Análisis de normalidad en probetas sometidas a impacto a 40 J.</i>	123
<i>Gráfica 5.12. Gráfica de modos de falla predominantes en prueba por impacto en perfiles alares GOE777-IL.</i>	124
<i>Gráfica 5.13. Análisis de normalidad, a) en daño longitudinal, b) en daño a lo ancho de los perfiles.</i>	126
<i>Gráfica 5.14. Gráfica de modos de falla predominantes en prueba por impacto en perfiles alares SC (2)-0714.</i>	127
<i>Gráfica 5.15. Análisis de normalidad, a) daño longitudinal, b) daño a lo ancho del perfil alar.</i>	129

## ÍNDICE DE ECUACIONES

(Ec. 3-1) .....	37
(Ec. 3-2) .....	48
(Ec. 3-3) .....	49
(Ec. 3-4) .....	49
(Ec. 3-5) .....	49
(Ec. 3-6) .....	49
(Ec. 3-7) .....	49
(Ec. 3-8) .....	50
(Ec. 3-9) .....	51
(Ec. 3-10) .....	51
(Ec. 4.1).....	97

## ABREVIACIONES

- CFRP** – Polímero reforzado con fibra de carbono (Carbon Fiber Reinforced Polymer)
- FRP** – Polímero reforzado con fibra (Fiber Reinforced Polymer)
- MC** – Material compuesto
- FAA** – Administración federal de aviación (Federal Aviation Administration)
- FAR** – Regulaciones federales de aviación (Federal Aviation Regulations)
- ASTM** – Sociedad americana para pruebas y materiales (American Society for Testing and Materials)
- NC** – Control numérico (Numeric control)
- NASA** – Administración nacional de aeronáutica y el espacio (National Aeronautics and Space Administration)
- SIF** – Factor de intensidad de tensión (Stress Intensity Factor)
- EASA** – Agencia de seguridad aérea de la unión europea (European Union Aviation Safety Agency)
- FEM** – Método de elemento finito (Finit Element Method)
- APDL** – Lenguaje de diseño paramétrico ANSYS (ANSYS Parametric Design Language)
- NDI** – Inspección no destructiva (Non Destructive Inspection)
- NDT** – Pruebas no destructivas (Non Destructive Test)

## **SIMBOLOGÍA**

**g** – Aceleración en función de la gravedad

**$\rho_{\text{hail}}$**  – Densidad del granizo

**D** – Tamaño del granizo

**$C_d$**  – Coeficiente de arrastre

**$\rho_{\text{air}}$**  – Densidad del aire

# CAPÍTULO 1

# INTRODUCCIÓN

## **1.1. INTRODUCCIÓN**

Actualmente los materiales compuestos son utilizados mayormente en áreas como automovilismo, ciencia espacial, industria médica y deportiva. Aunque los compuestos tienen varios años en el mercado, este tipo de materiales aún necesita mayor investigación para tener una mejor comprensión sobre ellos; cada tipo de compuesto tiene diversas variables como: la fibra y resina a usar, método de manufactura, tipo de laminado, orientación, etc., estas variables resultan en diversos tipos de comportamiento dependiendo de la combinación que se tenga. A lo largo de los años se ha ido enriqueciendo la lista de materiales utilizados por el hombre debido a las innovaciones y desarrollos científicos que se tienen con el fin de satisfacer las necesidades de la humanidad.

Desde hace algunos años la industria aeronáutica con la finalidad de optimizar costos, ha optado por la búsqueda en reducción de peso, siempre salvaguardando la resistencia estructural de los componentes de las aeronaves. Por lo que se comenzaron a sustituir los materiales tradicionales con otros alternativos, como lo son los materiales compuestos; los cuales se pueden encontrar en diferentes secciones de las aeronaves como: alas, puertas de tren de aterrizaje, fuselaje, entre otros.

Actualmente el uso de materiales compuestos en el sector aeroespacial ha impulsado el desarrollo de investigaciones respecto a las propiedades de estos materiales. Ya que aún es necesaria mayor información sobre ellos, para determinar su comportamiento a diversas situaciones de carga que se pueden presentar.

## **1.2. PROBLEMÁTICA**

Entre las diversas situaciones de carga que se pueden presentar a las cuales podrían estar sujetos los materiales de los componentes aeroespaciales, se encuentran las que debido a condiciones ambientales pueden impactar los componentes estructurales en pleno vuelo como lo son: el impacto por granizo, aves, drones y humedad. Logrando producir daños estructurales que pueden derivar en el fallo de la aeronave e incluso en accidentes con pérdidas catastróficas.

### **1.3. JUSTIFICACIÓN**

Debido a la transición de aleaciones de aluminio a materiales compuestos, se han cubierto varias necesidades actuales de la industria aeronáutica referente a características en los materiales para una mejora de las estructuras, este cambio ha sido una solución a las nuevas necesidades que demanda la industria aeroespacial, pero ha traído consigo problemáticas y comportamientos distintos a los que se presentan en las aleaciones de grado aeroespacial. Por lo que entender el comportamiento de estos materiales a las diversas cargas que pueden estar sometidos generará mayor conocimiento para tener estructuras más seguras, evitando potenciales pérdidas tanto económicas como de vidas humanas.

El comprender el comportamiento de la generación y propagación de grietas en materiales compuestos que se pueden llegar a presentar tras recibir un impacto producto de la aplicación de una energía externa en un componente estructural como el ala de un avión, nos ayudará a entender y diseñar estructuras que soporten este tipo de fenómenos de impacto, y la oportunidad de tener un mayor rango de maniobra para los pilotos.

### **1.4. HIPÓTESIS**

El impacto en baja energía por granizo en el perfil alar de una aeronave comercial de material compuesto con fibras orientadas de manera estándar a  $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]$  generará el crecimiento de grieta por medio de los modos de falla de fractura: I, II o III.

### **1.5. OBJETIVO GENERAL**

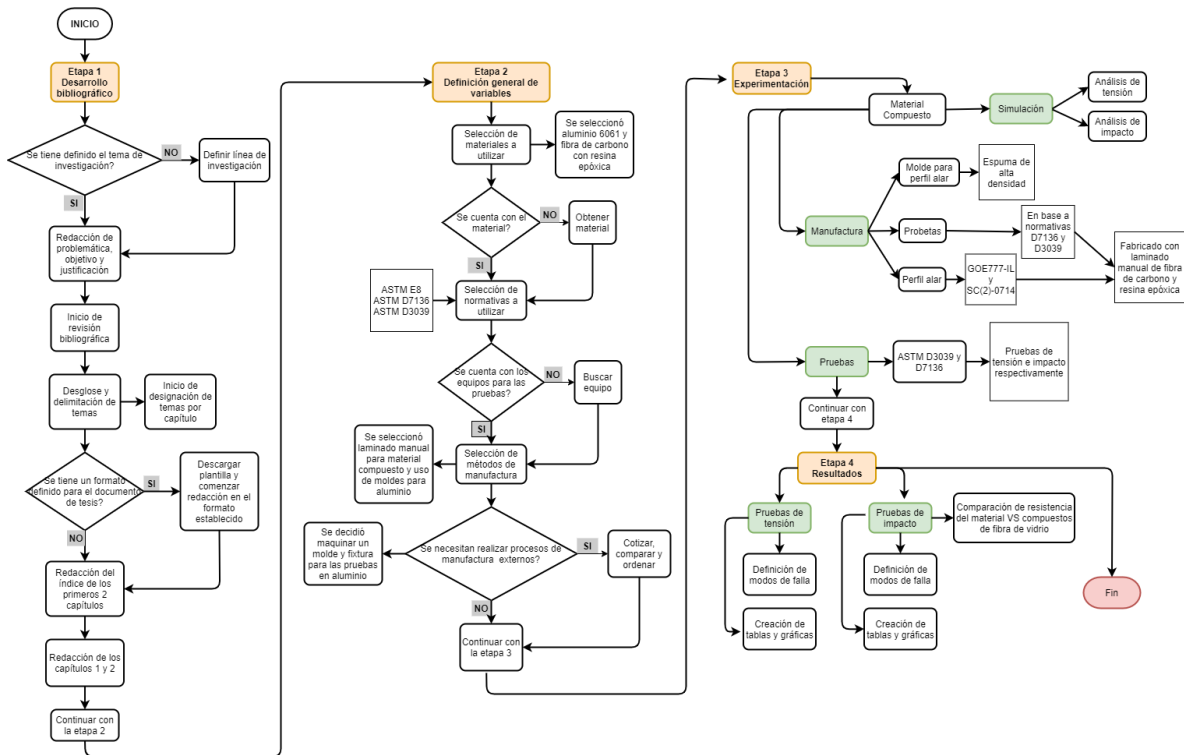
El objetivo de esta investigación es obtener los modos de falla por fractura: I, II o III en un perfil alar que es impactado con baja energía, y está conformado por un material compuesto de fibra de carbono bidireccional y resina epóxica. Mediante la caracterización bajo las normativas ASTM D3039 y D7136 (esfuerzos de tensión e impacto), para determinar si se puede presentar una falla por fractura tras el impacto.

### 1.5.1. Objetivos específicos

Esta investigación recopilará los datos numéricos, experimentales y diversas metodologías para la realización de pruebas de tensión e impacto en probetas de fibra de carbono, y para lograrlo se desarrollan los siguientes objetivos específicos:

1. Fabricación y experimentación de probetas y perfiles alares de fibra de carbono y resina epóxica bajo las normativas ASTM D3039 y D7136.
2. Análisis e interpretación de resultados experimentales.
3. Comparación de resultados con investigaciones similares con aplicación en fibra de vidrio.
4. Análisis estadístico de resultados.

Para lograr estos objetivos se desarrolló un diagrama de flujo, el cual se presenta en la figura 1.1, la cual se describe a profundidad en el capítulo 4.



# **CAPÍTULO 2**

# **ESTADO DEL**

# **ARTE**

Uno de los primeros materiales descubiertos por el hombre fue la piedra, con la cual fabricaban herramientas, lanzas, etc., conforme el estilo de vida fue evolucionando, se fueron descubriendo nuevos materiales que satisficieran las necesidades de la vida cotidiana, como se sigue haciendo en la actualidad. Gracias a esta búsqueda se han desarrollado los materiales compuestos y diversas aleaciones.

## 2.1. HISTORIA DE LOS MATERIALES

La prehistoria de la humanidad se clasificó por el material más adecuado para la fabricación de armas y herramientas, que establecía la civilización dominante. Cronológicamente se inicia en la Edad de Piedra, seguida por la Edad del Bronce en el cuarto milenio A.C., y continúa por la Edad del Hierro, en el siglo XII A.C.; desde entonces, y hasta el inicio del siglo XX, los materiales metálicos eran los únicos contemplados para las aplicaciones de ingeniería, exceptuando a los materiales para edificación y construcción [1]. Los polímeros fueron descubiertos y perfeccionados durante la primera mitad del siglo XX, y aunque su producto industrial, los «plásticos», no tienen altas propiedades, poseen la singularidad de permitir la fabricación de piezas de geometría compleja a muy bajo coste, que explica el alto consumo actual que se hace de este tipo de materiales [1].

A continuación, se desarrolla una línea del tiempo que muestra algunos de los avances más relevantes relacionados a al campo de los materiales a través de la historia.

**3,000 a. C.** Se comienza a utilizar la arcilla, madera, piedra, entre otros materiales tradicionales [2][3].

**1,500 a. C.** Inicia el periodo de la metalurgia con los descubrimientos del cobre, el bronce y algunas aleaciones [2].

**100 d. C.** Los sirios descubren y comienzan a fabricar vidrio transparente [3].

**1678.** Hooke establece la teoría de la elasticidad [3].

**1791.** Es descubierto el titanio por William Gregor [4].

**1852.** Werder construye la primera máquina universal para ensayos de tracción y compresión en materiales [3].

**1929.** Bayer fabrica la primera resina poliéster [3].

**1930.** Se inicia con la fabricación a gran escala de la fibra de vidrio [3].

**1950.** Se desarrollan métodos de fabricación como la pultrusión y moldeado en bolsas de vacío [4].

**1961.** Se patenta la primera fibra de carbono [4].

**1980.** Comienza la investigación y uso del Kevlar [4].

**2000.** Inicia la manufactura de alas y fuselaje para el Boeing 787 Dreamliner utilizando materiales compuestos [4].

## 2.2. CLASIFICACIÓN DE LOS MATERIALES

Clasificamos los materiales en varios grupos principales: metales, cerámicos, polímeros, semiconductores y materiales compuestos (tabla 2-1) [5]. El comportamiento de los materiales en cada uno de estos grupos queda definido por su estructura[5]. La estructura electrónica de un átomo determina la naturaleza de los enlaces atómicos, la cual ayuda a fijar las propiedades mecánicas y físicas de un material dado. [5].

*Tabla 2-1. Ejemplos, aplicaciones y propiedades representativas de los distintos grupos de materiales [5].*

MATERIAL	APLICACIONES	PROPIEDADES
<i>Metales</i>		
Cobre	Alambre conductor eléctrico	Alta conductividad eléctrica, buena formabilidad
Hierro fundido gris	Bloques para motor de automóvil	Moldeable, maquinable, absorbe, vibraciones
Aleación de aceros	Llaves	Endurecidas de manera significativa mediante tratamientos térmicos
<i>Cerámicos</i>		
SiO <sub>2</sub> -Na <sub>2</sub> O-CaO	Vidrio para ventana	Ópticamente útil, aislante térmico
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub> , MgO, SiO <sub>2</sub>	Refractarios para contener metal fundido	Aislantes térmicos, se funden a alta temperatura, relativamente inertes ante metal fundido

Titanato de bario	Transductores para equipo de audio	Convierten sonido en electricidad (comportamiento piezoeléctrico)
<b>Polímeros</b>		
Polietileno	Empacado de alimentos	Fácilmente conformable en delgadas películas flexibles e impermeables
Epóxicos	Encapsulado de circuitos integrados	Eléctricamente aislante y resistente a la humedad
Fenólicos	Adhesivos para unir capas de madera laminada	Fuertes, resistentes a la humedad
<b>Semiconductores</b>		
Silicio	Transistores y circuitos integrados	Comportamiento eléctrico único
GaAs	Sistemas de fibras ópticas	Convierte señales eléctricas en luz
<b>Compuestos</b>		
Grafito en matriz epóxica	Componentes para aeronaves	Relación elevada resistencia-peso
Carburo de tungsteno-cobalto	Herramientas de corte de carburo para maquinado	Alta dureza, y de una buena resistencia al impacto
Acero recubierto de titanio	Recipientes para reactores	Tiene el bajo costo y la alta resistencia del acero, con la resistencia a la corrosión del titanio

De los cinco grupos de materiales mencionados anteriormente, los **Materiales compuestos** se forman a partir de dos o más materiales, produciendo propiedades que no se encuentran en ninguno de los materiales por separado [5]. Algunos ejemplos son la madera contrachapada, el concreto y la fibra de vidrio. Con los materiales compuestos se pueden producir materiales ligeros, fuertes, dúctiles y resistentes a altas temperaturas [5].

La figura 2.1 muestra la resistencia de algunos ejemplos de los materiales que componen los 5 grupos antes mencionados.

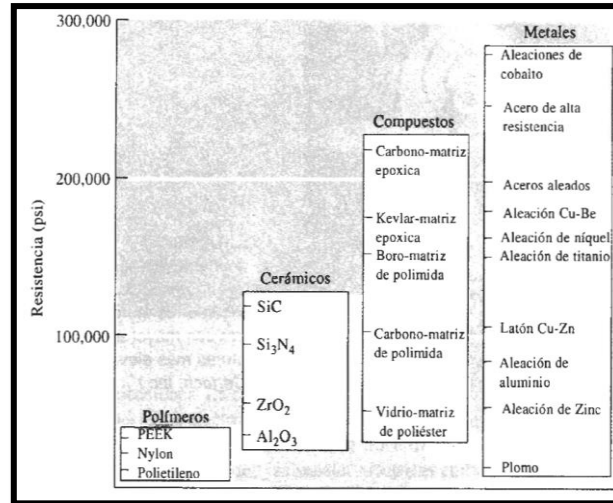


Figura 2.1. Resistencia representativa de diversos materiales a la tensión [5].

## 2.3. HISTORIA DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

Los avances tecnológicos a lo largo de la historia han sido posibles gracias al descubrimiento de nuevos materiales y métodos de manufactura [6]. Actualmente se tiene la necesidad de materiales ligeros que soporten grandes cargas, pero sin ser lo demasiado rígidos como para que fallen [6]. En este último siglo una de las respuestas a estos problemas han sido los materiales compuestos.

Los materiales compuestos tienen varios años de uso, se desconoce su comienzo preciso, pero toda la historia registrada contiene referencias a algún tipo de material compuesto [7]. Uno de los usos más antiguos de los MC que se conoce es la aplicación de láminas de madera para la fabricación de madera contrachapada realizado por los mesopotámicos en el año 3,400 a.C. [6].

Los primeros materiales compuestos generados por el hombre eran fibras de vidrio combinadas con matrices fenólicas y poliésteres para aplicaciones eléctricas y embarcaciones [8]. Para 1910, se fabricaban mediante el método por contacto a mano un número elevado de estructuras, donde los requerimientos mecánicos no eran elevados, pero había problemas de geometría, no obstante mostraban cosas positivas como un menor peso o el aislamiento eléctrico y por lo tanto, éste tipo de materiales comenzaba a ser una alternativa frente a los tradicionales como: acero, hormigón, aluminio y madera [8].

Posterior al uso de estos materiales por los egipcios, comenzaron a ser utilizados por diferentes culturas a lo largo de los años hasta la actualidad, donde, en cada periodo de tiempo se realizaban mejoras y se hacían nuevos descubrimientos [8].

Éstos son algunos de los años más significativos en el campo del desarrollo de materiales compuestos:

**1200:** Los mongoles inventan los primeros arcos de material compuesto con una combinación de madera, bambú, hueso, tendones de ganado y seda, todo esto unido con resina de pino natural [4].

**1935:** Owens Corning lanzó la industria del polímero de refuerzo de fibra, introduciendo a su vez la fibra de vidrio [4].

**1936:** Se patentaron las resinas de poliéster insaturadas [4].

**1940:** La Segunda Guerra Mundial provoca que la industria del FRP migre de la investigación a la producción real [4].

**1940:** Se descubre que los compuestos de fibra de vidrio son transparentes a las frecuencias de radio y se adaptan para domos de radares y otros equipos electrónicos [4].

**1950:** Se desarrollan métodos de fabricación como la pultrusión, moldeo de bolsas de vacío y bobinado de filamentos a gran escala [4].

**1960:** El bobinado de filamentos se convierte en la base de motores cohetes a gran escala que impulsaron la exploración del espacio desde la década de los 60's [4].

**1961:** Se patenta la primera fibra de carbono, pero pasan varios años hasta que se comercialice [4].

Al final de los **1970's** las aplicaciones de materiales compuestos se fueron expandiendo a mercados tales como la industria aeroespacial, marítima, automotriz, artículos deportivos e instrumentos biomédicos [9].

**1980:** Comienza la investigación y uso de Kevlar [4].

**2000:** Los compuestos entran al mercado de la transmisión eléctrica [4].

**2000:** Inicia la implementación de materiales compuestos en los Boeing 787 Dreamliner para aplicaciones rígidas y de alta resistencia como parte de las alas y fuselaje [4].

## 2.4. EVOLUCIÓN DE LOS MATERIALES COMPUESTOS EN LA INDUSTRIA AERONÁUTICA

Desde los inicios de la aviación en el año de **1891** aproximadamente con el primer planeador diseñado y fabricado por Otto Lilienthal [10], se han utilizado varios materiales diferentes como parte del fuselaje de las aeronaves. Este primer planeador llamado Derwitzer [10] fue construido a base de madera y tela, como lo muestra la figura 2.2.



*Figura 2.2. Otto Lilienthal con su planeador Derwitzer [10].*

Posteriormente los hermanos Wright en **1903** [10] agregaron cables de acero y un bloque de motor de aluminio para su planeador, lo que agregó un material más a los utilizados anteriormente. Desde aquel año se han sumado a la lista diferentes aleaciones, materiales y métodos de manufactura que hacen que las estructuras de las aeronaves sean más seguras y ligeras [10].

En **1915** Hugo Junkers construyó el primer aeroplano fabricado completamente de metal que contaba con estructura tubular cubierto de hojas corrugadas de hierro [11].

En **1925** Henry Ford comenzó con el uso del aluminio como piel de aeronaves con fuselaje tipo semi monocoque y permaneció como el material primario en la aviación hasta hace unos años [11].

Posteriormente los ingenieros comenzaron a buscar materiales además del acero y aluminio, y fue así como se agregó el titanio, un material con buena resistencia a la corrosión, fatiga y altas temperaturas, y en **1950** se comenzó a tener en el aire aviones con partes fabricadas con titanio como las orillas de las alas [11].

Para **1970** la fibra de vidrio reforzada con un polímero fue el primer material compuesto ligero utilizado en la aviación [11].

**Actualmente** los compuestos de fibra de carbono se han vuelto bastante comunes en la aviación utilizando métodos de manufactura avanzados que posibilitan la manufactura de partes complejas [12].

La figura 2.3 muestra un breve resumen de la evolución que han tenido los materiales compuestos en su aplicación a la industria aeronáutica, más específicamente, los aviones comerciales.

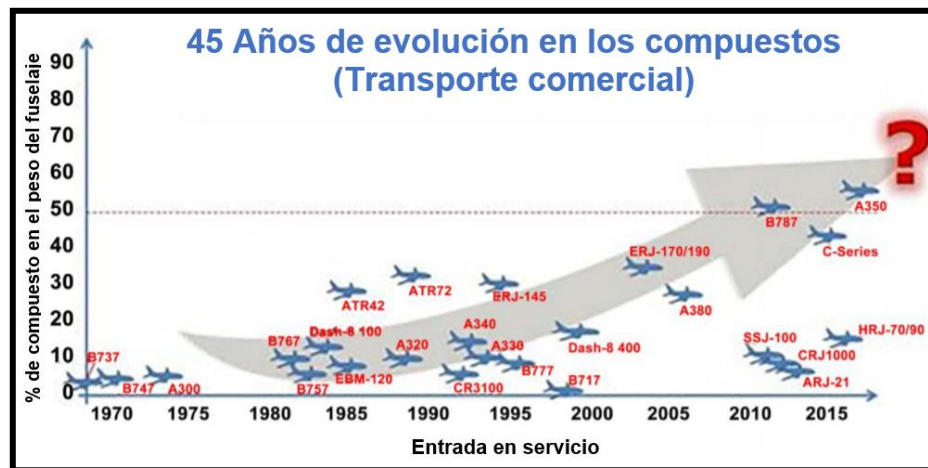


Figura 2.3. Evolución de los materiales compuestos en la industria aeronáutica [13].

La selección de materiales en aeronaves es un proceso muy importante, donde históricamente las consideraciones más importantes son las mecánicas; algunos de los criterios de selección de materiales con mayor importancia son:

- Eficiencia a resistencia estática, fatiga, resistencia a la fractura, crecimiento de grietas, corrosión y fragilidad y estabilidad ambiental [14].

La evaluación inicial de algunos de los materiales es una comparación de su eficiencia a la resistencia estática [14]. El comportamiento del material bajo condiciones de carga cíclicas se puede evaluar de la siguiente manera:

- Condiciones requeridas para el inicio de una grieta y las condiciones requeridas para propagar la grieta [14].

Otros criterios importantes son los asociados a la producción de materias primas en las formas requeridas y la fabricación del producto final a un buen precio, este criterio evalúa la disponibilidad y producibilidad, costo de los materiales y características de fabricación [14].

## **2.5. TOLERANCIA AL DAÑO EN LOS MATERIALES**

Según lo definido por la FAA [15] en su Circular Consultiva 25.571-1D para aeronaves de transporte, la tolerancia al daño se define como: “El atributo de la estructura que le permite retener su resistencia estructural requerida durante un período de uso después de que la estructura haya sostenido un determinado nivel de fatiga, corrosión o daño de fuente accidental o discreto”. Es la capacidad de una estructura de aeronave para soportar daños, sin fallas catastróficas, hasta el momento en que el componente pueda repararse o reemplazarse [16].

El armazón de material compuesto del fuselaje estará diseñado de modo que, para cualquier tipo y nivel específicos de daño a prueba de fallas, sostendrá las cargas prescritas para las condiciones especificadas en FAR 25 [15].

Para el armazón de material compuesto del fuselaje, se deben considerar los siguientes tipos de daños al establecer una política realista a prueba de fallas [15]:

- Cualquier miembro individual en la subestructura completamente cortado. Para propósitos a prueba de fallas, un solo miembro es cualquier miembro estructural redundante o parte de cualquier miembro donde se puede demostrar que la parte restante tiene una alta probabilidad de permanecer intacta en el caso de la falla asumida. Debe demostrarse que el daño al miembro cortado asumido debe ser fácilmente detectable por métodos de inspección normales [15].

- Una delaminación entre cualquiera de los dos miembros compuestos curados por separado que están unidos de forma adhesiva. Se debe definir el alcance de la delaminación y la efectividad de las barreras de delaminación [15].
- Delaminación entre capas individuales en el plano medio de las superficies de la piel y las redes de corte o entre la piel y el núcleo de la construcción de sándwich. Se debe especificar el alcance de la delaminación y la efectividad de las barreras de delaminación [15].
- En cualquier ubicación en las superficies externas, un corte razonablemente largo a través de la superficie y cualquier miembro integral o unido a la superficie [15].
- En un corte, un corte a través de la piel o la red extendida desde el borde del corte hasta una barrera de daño efectiva [15].
- Todas las juntas mecánicas a prueba de fallas y los empalmes de la piel deben estar diseñados para tener una capacidad de retardo de corte suficiente para distribuir las cargas desde la sección fallida [15].
- Para áreas locales de la estructura que no cumplan con ninguno de los criterios de daño anteriores, se debe demostrar mediante pruebas que la extensión máxima del daño que es probable que se pierda por una técnica de inspección en servicio especificada no debe crecer a un tamaño crítico para la condición de carga a prueba de fallas dentro de los períodos de inspección prescritos [15].

Para los casos de daños definidos, debe demostrarse mediante análisis y/o pruebas que el daño detectable se propagará lentamente bajo cargas operativas normales para garantizar la detección y reparación antes de alcanzar un tamaño de daño crítico [15].

Los métodos de análisis a prueba de fallas (tolerancia al daño) aplicables a la estructura compuesta generalmente no están disponibles. Por lo tanto, el cumplimiento de la política a prueba de fallas probablemente se basará en pruebas a prueba de fallas de los subcomponentes y la estructura a gran escala [15]. En algunos casos, los análisis de elementos finitos deben usarse para determinar la redistribución de las cargas alrededor de las regiones dañadas [15].

## **2.6. APLICACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS EN AVIONES COMERCIALES**

Los materiales compuestos se están utilizando en aplicaciones que van desde aeronaves militares y comerciales, satélites, automóviles y estructuras civiles, este tipo de materiales se componen de múltiples materiales, cada uno con sus propias propiedades estructurales únicas que funcionan juntas, lo que resulta en un material combinado con propiedades globales que son superiores a los materiales individuales de los que está compuesto [16]. Estos materiales ofrecen características distintivas como rigidez y resistencia, ausencia de corrosión que lleva a reducir el costo de mantenimiento, bajo peso, diseño simple y menor energía de consumo, estas características específicas superiores hacen que los materiales compuestos sean distintos en comparación con los metales [17].

Los materiales avanzados de FRP utilizados en la industria aeronáutica difieren de los materiales compuestos convencionales en que se construyen utilizando refuerzos de fibra avanzados como Kevlar®, carbono y fibra de polímero tratada de alta resistencia [16].

### **2.6.1. Aplicación de fibra de carbono en la industria aeroespacial**

La fibra de carbono es más resistente que el acero, más ligera que el aluminio y se puede moldear en prácticamente cualquier forma, dado que los compuestos de fibra de carbono son increíblemente fuertes y rígidos para su peso, tiene sentido que los fabricantes de aviones se inclinen cada vez más en esa dirección [18]. Por cada kilogramo de reducción de peso, los expertos estiman un ahorro de alrededor de un millón en costos durante la vida útil del avión [19].

Una de las áreas que presenta mejoras con el uso de fibra de carbono es en la fabricación de aviones, ya que ayuda a reducir costos por la cantidad de piezas necesarias para construir el avión, por ejemplo, el Airbus A380 se construye normalmente con aproximadamente seis millones de piezas, sin embargo, al moldear piezas de fibra de carbono, cada molde puede diseñarse de modo que se combinen varias piezas diferentes en un molde, reduciendo así significativamente el número de piezas necesarias para construir el avión [20]. Con menos

componentes necesarios para construir el avión, también se requiere menos tiempo de fabricación [19].

## 2.7. ACCIDENTES AÉREOS

Ya que gracias a diferentes autores se ha encontrado que el reemplazo en las aleaciones de aluminio empleadas anteriormente a la fibra de carbono es una opción viable que muestra una reducción de 30% del peso estructural y un menor costo de mantenimiento en las aeronaves, ahora se debe tener una mayor comprensión del material para evitar cualquier tipo de falla que pueda presentarse durante las etapas de vuelo [15].

Los accidentes graves pueden ser el resultado de fallas durante cualquier fase de la operación de una aeronave, el reconocer estas fuentes de fallas tempranamente como lo son las estructurales, es de gran importancia para la toma correcta de medidas preventivas y evitar así futuras fallas en otras aeronaves [21]. La mayoría de los accidentes registrados por la FAA [22] ocurrió en aviones no comerciales, específicamente aviones privados, un análisis exhaustivo de tales accidentes arrojó que aproximadamente 72% de los accidentes fueron causados por el personal, 20% por fallas técnicas, 4% por causas ambientales, y el otro 4% tuvo resultados indeterminados, la mayor parte de estos accidentes ocurrió durante el aterrizaje. La tabla 2-2 muestra algunos de los accidentes ocurridos a través de los años referentes a fallas por fatiga.

Tabla 2-2. Antecedentes de accidentes aéreos por fatiga [21].

AÑO Y LUGAR	AERONAVE	TIPO DE DAÑO	PÉRDIDAS	CAUSANTE	MEDIDAS TOMADAS
2016 Noruega [23]	Airbus EC225 LP	Fractura por fatiga	Humana (13) Helicóptero	Microgrietas no detectadas en el engranaje planetario	Airbus cambió el tipo de engranaje planetario utilizado en sus helicópteros y redujo el tiempo de vida de estos
2019 Australia [18]	Cessna 210 VH-SUX	Fractura por fatiga (sobrecarga)	Humana (2)	Agrietamiento por fatiga en el larguero no detectado	-

2012 Jersey [20]	ATR 42-320	Colapso de tren de aterrizaje	Componentes del avión	La parte superior del del brazo izquierdo tuvo una fractura por fatiga debido a corrosión	Modificación en el tiempo de vida de la pieza
1985 Osaka [24]	Boeing 747	Mamparo de presión trasero	Humana (520) Avión	Reparación mal realizada 7 años antes que redujo la vida de fatiga en un 70%	Fomentar una mayor investigación relacionada a la seguridad y confiabilidad

Gracias a los datos registrados por S. J. Findlay y N. D. Harrison [22] se pudo realizar una comparación de la frecuencia de los modos de falla en accidentes de aeronaves, esta revela que los daños por fatiga dominan la lista, lo que sugiere que la fatiga es el modo predominante en el servicio. La alta ocurrencia de este modo de falla refleja su naturaleza destructiva, mientras que el ataque corrosivo es generalmente más lento a la fatiga y se detecta y rectifica más fácilmente durante los mantenimientos de rutina, sin embargo, la detección y rectificación de daños por corrosión durante los servicios de una aeronave consumen más esfuerzo que la reparación de grietas por fatiga [22].

Se considera que el uso adecuado de pruebas no destructivas e inspecciones de rutina cuidadosas podrían eliminar un alrededor del 60% de las fallas experimentadas [21].

## 2.8. NIVELES DE TENSIÓN EN LOS COMPONENTES DE UNA AERONAVE

Los niveles de deformación en el diseño de las estructuras de carbono/epoxi están actualmente restringidos por algunas consideraciones como: concentraciones de tensión asociadas con cortes, juntas y empalmes, tolerancia al daño por impacto, grietas transversales en las capas orientadas a fibra de 90°, y compatibilidad con niveles de deformación de aluminio adyacentes [15]. Recientemente, estas consideraciones restringen las deformaciones finales de diseño a aproximadamente el cincuenta por ciento de la deformación por falla del material compuesto, o alrededor de 4,500 a 5,000  $\mu\text{cm/cm}$ , y los

niveles prácticos de deformación de trabajo (niveles de carga límite) de 3,000 a 3,500  $\mu\text{cm/cm}$  [15].

Numerosos estudios han demostrado que, dependiendo de la disposición del laminado, la resistencia de las estructuras compuestas se reduce en un 40% a 60% debido a los agujeros abiertos, no reforzados y fabricados [15]. La reducción en la fuerza resultante del daño por impacto (incluso por debajo del nivel visible detectable) puede ser del mismo orden. El efecto de estas consideraciones reduce las resistencias a la tracción y a la compresión de un laminado compuesto con las propiedades de compresión más negativamente afectadas que las propiedades de tracción [15]. Dado que es probable que haya agujeros o daños de este tipo durante la vida útil de una estructura, la deformación final del diseño generalmente se limita al 50% de la de un laminado sin defectos [15].

La mayoría de los laminados contienen capas a  $90^\circ$  con el propósito de introducción de carga fuera del eje, reducción de la relación de Poisson o para cargas biaxiales [15]. Dependiendo de las tensiones de curado, el contenido de humedad, la colocación, etc., el nivel de deformación para el agrietamiento de estas capas de  $90^\circ$  varía considerablemente. Sin embargo, aproximadamente 3,000  $\mu\text{cm/cm}$  es el orden de magnitud para el inicio del agrietamiento de la primera capa en laminados bien diseñados y curados [15]. Por lo tanto, un laminado con la deformación final de diseño del orden de 5,000  $\mu\text{cm/cm}$  y una deformación de carga límite de 3,350  $\mu\text{cm/cm}$  probablemente no tenga grietas significativas en la primera capa de un solo ciclo en la carga límite [15]. La evidencia hasta la fecha sugiere que el micro-craqueo bajo carga cíclica ocurre a valores de tensión más bajos, pero estos también probablemente se mantengan dentro de límites razonables. Una deformación final de diseño de 4500  $\mu\text{cm/cm}$  da como resultado una deformación límite de 3,000  $\mu\text{cm/cm}$  y es una suposición de diseño utilizada con frecuencia [15]. Se ha supuesto que el micro-craqueo de la resina es la causa del aumento en la absorción de humedad de los laminados [15].

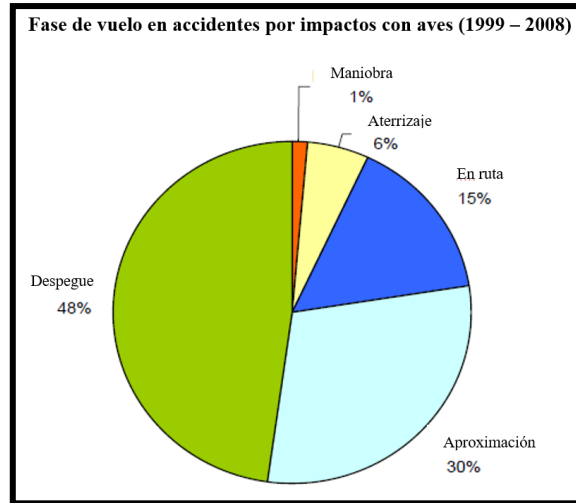
Se pueden requerir elementos metálicos de refuerzo en el diseño de un fuselaje compuesto en áreas donde ocurren cargas concentradas altas. En estas áreas, el nivel de deformación de la estructura compuesta tendrá que restringirse a aproximadamente 4,500  $\mu\text{cm/cm}$  para garantizar que no se exceda el esfuerzo de corte por fatiga de la estructura de aluminio adyacente [15].

## **2.9. DAÑOS POR IMPACTO EN MATERIALES COMPUESTOS UTILIZADOS EN AERONAVES COMERCIALES**

De acuerdo al Bird Strike Committe USA [25] (Comité de impactos por aves de EUA) los accidentes e incidentes derivados de choques con aves y animales le están costando en Estados Unidos a la aviación civil y militar entre un billón de dólares al año.

Hasta el momento no se ha encontrado una relación directa entre las aves de una ubicación geográfica particular y el riesgo de choques con ellas [25].

No obstante, si se ha identificado la altura en la que la mayoría de los impactos por aves ocurren por debajo de 762 m (2,500 pies), entre 90% -93% [26]. Normalmente estos impactos suceden durante las maniobras de despegue y aterrizaje de la aeronave, ya que la altitud a la que vuelan las aves no es muy alta, de acuerdo a un estudio de la universidad de Nebraska [27] el 75% de las colisiones suceden por debajo de los 150 metros, a esta altura la velocidad de la aeronave es más baja de la que tendría en vuelo pero es posible que el tren de aterrizaje se encuentre abajo, por lo que es muy difícil realizar maniobras evasivas, mientras que datos proporcionados por la FAA [25] mencionan que alrededor del 61% de los choques de aves en aeronaves civiles ocurren durante las fases de aterrizaje del vuelo (descenso, aproximación y balanceo de aterrizaje); El 36% ocurre durante la carrera de despegue y ascenso, y el resto (3%) ocurre durante la fase en ruta [25], en la gráfica 2.1 se muestran las fase de vuelo donde se han presentado más accidentes.



Gráfica 2.1. Fases de vuelo en que se han registrado accidentes por impactos de aves [26].

En base a investigaciones de EASA [25], se sabe que las áreas que reciben mayores impactos por aves en los aviones comerciales son el motor seguido del ala, la figura 2.4 muestra los porcentajes de repetitividad de impactos por componente.

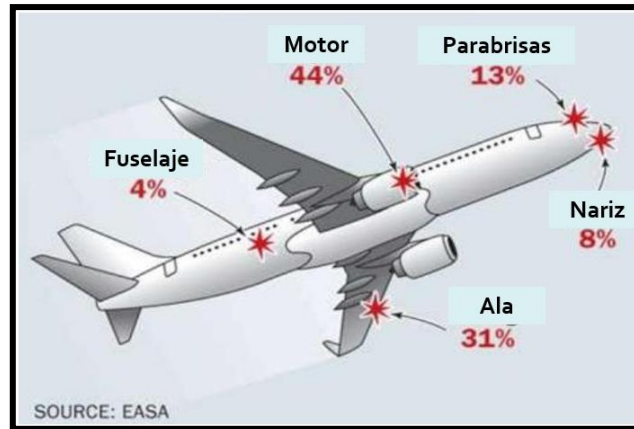


Figura 2.4. Áreas con mayor número de impactos por aves en aviones comerciales [25].

Las aves se pueden dividir en tres categorías: aves grandes, medianas y pequeñas. Esta categoría de aves se utiliza para la certificación de fuselaje y motores a impacto por aves [25].

Las aves grandes representan un riesgo principalmente debido a su tamaño individual. A esta categoría pertenecen aves como las aves acuáticas (bribones, patos, gansos y cisnes), o aves

depredadoras salvajes como aves rapaces o águilas. En varios casos, los tanques de combustible de los aviones han sido penetrados por impactos de aves, provocado fugas de combustible, actualmente no hay requisitos particulares de certificación para los tanques de combustible [26].

### **2.9.1. Daños ocasionados por granizo**

Los estudios experimentales han demostrado que los proyectiles de hielo de menor diámetro y mayor velocidad producen mayor esfuerzo cortante interlaminar y esfuerzo de flexión en menos tiempo [23]. Por lo tanto, un impacto de una esfera de menor diámetro a menudo se considera más severo (más agresivo en el inicio del daño) que un impacto de energía equivalente que involucra una esfera de mayor diámetro (disparada a menor velocidad para lograr la misma energía cinética) [23]. Esto se debe a que la fuerza de impacto está mejor enfocada en el objetivo para un proyectil de menor tamaño [28].

En base a la investigación de Evcı y Uyandiran, donde investigaron el efecto de la temperatura y el diámetro del impactador sobre el comportamiento del impacto y el desarrollo de daños en CFRP equilibrado y simétrico, se obtuvo que tanto las temperaturas bajas como las altas afectan las propiedades y el comportamiento de impacto de los materiales compuestos [23]. Los resultados mostraron una relación directa entre el aumento del área de delaminación, el umbral de energía de penetración, la fuerza de falla principal y el diámetro del impactador en todos los niveles de temperatura [23]. No se ha derivado una influencia clara de la temperatura sobre los umbrales de fuerza críticos, sin embargo, a medida que se redujo la temperatura, disminuyó la energía del umbral de penetración, lo que podría aplicarse en el caso de impactos por granizo [17].

# CAPÍTULO 3

# MARCO TEÓRICO

### 3.1. MATERIALES COMPUESTOS

Un material compuesto es una combinación macroscópica de dos o más materiales distintos, que tiene una interfaz reconocible entre ellos [29]. Los compuestos se usan no solo por sus propiedades estructurales, sino también por aplicaciones eléctricas, térmicas, tribológicas y ambientales. Estos materiales suelen tener una fase de fibra o partículas que es más rígida y más fuerte que la fase de matriz continua [30].

Los materiales compuestos son materiales multifase obtenidos a través de la combinación artificial de diferentes materiales para lograr propiedades que los componentes individuales por sí mismos no pueden alcanzar (ver figura 3.1). No son materiales multifásicos en los que las diferentes fases se forman naturalmente por reacciones, transformaciones de fase u otros fenómenos [31].

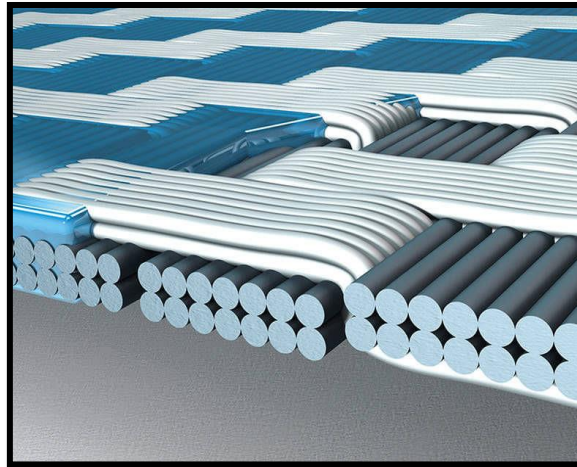


Figura 3.1. Muestra el tejido de la fibra y el recubrimiento de la matriz para crear un material compuesto [32].

Las principales ventajas de los materiales compuestos son su alta resistencia y rigidez combinadas con baja densidad, en comparación con los materiales comúnmente utilizados como los metales, lo que permite una reducción de peso en la parte terminada [29].

## 3.2. APLICACION DE MATERIALES EN AVIONES

A lo largo de la historia se han utilizados diferentes materiales en los componentes de las aeronaves, esta rotación de materiales se debe a que cada año la demanda en este tipo de transporte es más alta, y las aerolíneas deben actualizar su flota en base a los nuevos estándares que se tienen, los cuales normalmente son un menor peso, mayor durabilidad de los materiales y una reducción en el costo [33].

Las aplicaciones de materiales compuestos en aviones incluyen [34]:

- Carenados
- Superficies de control de vuelo
- Puertas de tren de aterrizaje
- Paneles de estabilizadores en el ala (horizontal) y cola (vertical).
- Componentes interiores
- Vigas de piso y tablas de piso
- Estructura principal de ala y fuselaje en aviones grandes de nueva generación
- Aspas del ventilador de la turbina en el motor
- Hélices

La figura 3.2 nos muestra un esquema de los componentes de material compuesto más utilizados en aeronaves mencionados anteriormente.

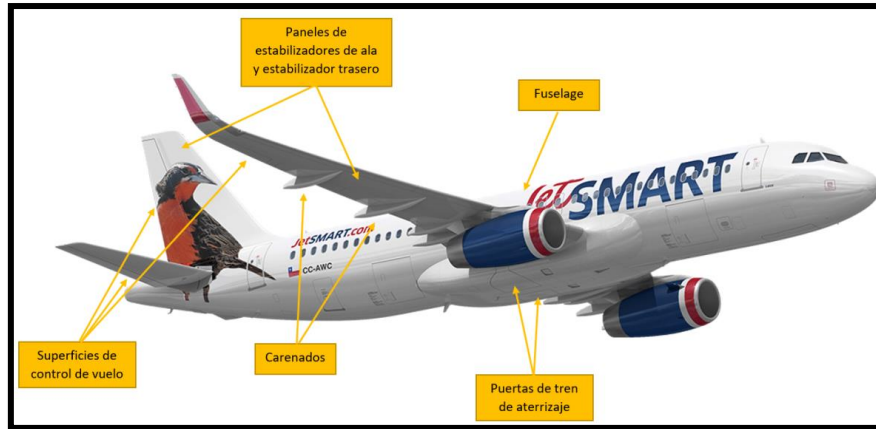
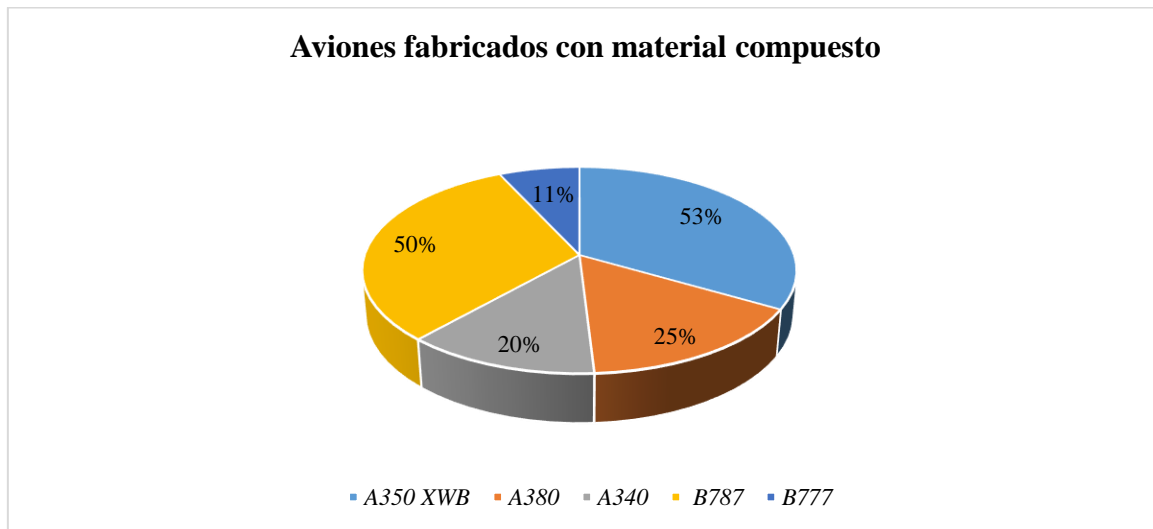


Figura 3.2. Componentes de aeronaves manufacturados con materiales compuestos.

Algunas de las empresas con mayor trayectoria en el ámbito aeronáutico han sido las pioneras en incorporar este tipo de materiales ligeros y resistentes a su flota, la gráfica 3.1 muestra los porcentajes de MC que utilizan los diferentes tipos de aeronaves comerciales con una mayor aplicación de materiales compuestos en distintas secciones del avión; donde la letra A representa aeronaves Airbus y la letra B aeronaves Boeing.



Gráfica 3.1. Porcentaje de material compuesto que utilizan algunas aeronaves comerciales.

Las figuras 3.3 y 3.4 muestran la distribución del uso de materiales compuestos en las aeronaves A350 XWB y B787 respectivamente.

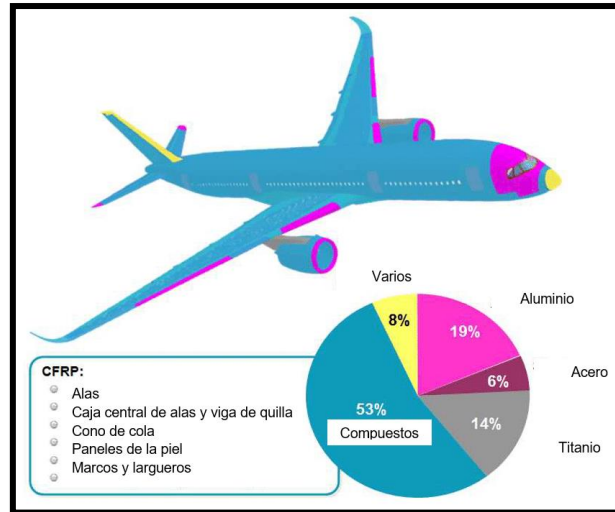


Figura 3.3. Uso de materiales compuestos en aeronave A350 XWB [33].

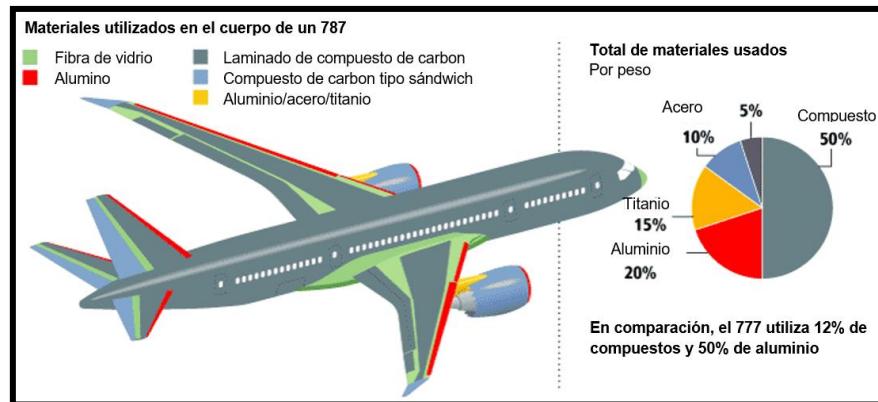


Figura 3.4. Porcentaje de material compuesto utilizado en el B787 [35].

A diferencia de las estructuras metálicas de los aviones que a menudo se abollan y deforman durante un evento de impacto, las estructuras de los aviones de fibra de carbono dejan poca o ninguna indicación visual de daños en la superficie externa del avión [16].

### 3.3. CONSIDERACIONES ESTRUCTURALES DE DISEÑO DE UNA AERONAVE COMERCIAL

#### 3.3.1. Estructura y diseño del ala

Un perfil aerodinámico es la figura que resulta de la intersección del ala de una aeronave con un plano paralelo al plano de simetría del avión [36]. El borde de ataque es el área delantera del perfil y el borde de salida es el área trasera del perfil, mientras que la cuerda es la línea recta que une a ambos, a la parte superior del perfil se extradós, y la parte inferior como intradós [36]. La línea de curvatura es la línea media perpendicular a la cuerda y equidistante entre extradós e intradós [36].

Un perfil aerodinámico está compuesto por diferentes secciones, las cuales pueden estar representadas en la figura 3.5, a continuación se enlistan los que poseen mayor relevancia para la presente investigación [37]:

- **Cuerda:** Línea recta que conecta el borde de ataque con el borde de salida.
- **Borde de ataque:** Primera sección del perfil donde impacta el aire.
- **Borde de salida:** Última sección del perfil donde pasa el aire.
- **Radio de curvatura del borde de ataque:** Radio de un círculo tangente al extradós e intradós, su centro está situado en la línea de la curvatura media, este es el parámetro principal para la definición del borde de ataque.
- **Espesor máximo:** Medida perpendicular a la cuerda, su medida se expresa en porcentaje de la cuerda.
- **Extradós:** Superficie exterior del perfil
- **Intradós:** Superficie interior y más pequeña del perfil.
- **Ángulo de ataque:** Se encuentra entre la línea de la cuerda y la dirección del viento relativo.

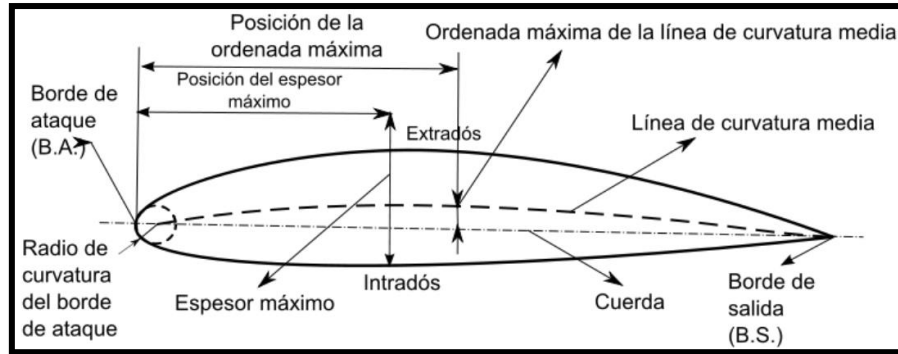


Figura 3.5. Nomenclatura de un perfil aerodinámico [37].

Las cargas tomadas en cuenta en el diseño del ala de una aeronave son la cizalladura, flexión, momentos y torsiones resultantes de la presión del aire y fuerza de inercia [14].

### 3.4. CONDICIONES DE MANUFACTURA PARA EL ALA DE AERONAVES COMERCIALES

El diseño de componentes de fuselaje grandes que empleen compuestos de carbono/epoxi requerirá el uso de materiales en diversas formas [15]. Para diseños de enmascarados y refuerzos, se aplica cinta pre-apilada y unidireccional, mientras que para los componentes del marco se puede emplear tela tejida, con cinta unidireccional utilizada para el refuerzo de la brida [15].

El diseño de los componentes/ensambles del fuselaje debe estar dirigido a eliminar y/o minimizar el trabajo de mano de obra principal [15]. La utilización de máquinas automáticas de producción tales como: (1) máquinas formadoras de rollos para formar refuerzos preimpregnados, (2) máquinas de colocación de cintas controladas numéricamente (NC) para la piel y (3) máquinas de corte con chorro de agua (NC) y/o Gerber, este tipo de máquinas para cortar patrones de los marcos de cinta pre-aplicada y/o material de tela reducirá los costos de fabricación [15].

### 3.4.1. Materiales constituyentes utilizados en aeronaves

La tabla 3-1 muestra un desglose de los materiales constituyentes de compuestos utilizados en aeronaves.

Tabla 3-1. Materiales constituyentes utilizados en aeronaves [34].

FIBRA	MATRIZ	MATERIALES DE NÚCLEO	ADHESIVOS
<i>Fibra de vidrio</i>	<i>Resina termoestable</i>	<i>Honeycomb</i>	<i>Película adhesiva</i>
<i>Kevlar</i>	Poliéster	Papel kraft	En pasta
<i>Boron</i>	Vinyl éster	Termoplásticos	Foam
<i>Grafito/carbono</i>	Fenólica	Aluminio	
<i>Cerámicas</i>	Epóxica	Acero	
<i>Fibras de protección a rayos</i>	Poliamida	Metales especiales	
	Polibencimidazoles	Papel arámida	
	Bismaleimidas	Fibra de vidrio	
	<i>Resinas termoplásticas</i>	Carbono	
	Semicristalina	Cerámicos	
	Amorfa	<b>Foam</b>	
	PEEK	Poliestireno	
		Fenólico	
		Poliuretano	
		Polipropileno	
		PVC	
		Polimetacrilimida	
		<i>Madera balsa</i>	

### 3.4.2. Métodos de manufactura para laminados utilizados en aeronaves

Los tipos de laminados utilizados actualmente en la industria aeroespacial son los siguientes [34]:

- Laminado húmedo
- Prepeg
- Co-curado
- Unión secundaria
- Co-unión

### 3.5. CARGAS APLICADAS EN UNA AERONAVE

Los criterios de carga de diseño estructural para los fuselajes comerciales están bien establecidos y se pueden clasificar en cinco categorías básicas [15]:

- Presurización
- Maniobras en vuelo
- Aterrizaje, taxi, remolque, etc.
- Manejo
- Aterrizaje de emergencia

De acuerdo a la FAR 25 de la FAA [38], durante el despegue, vuelo y aterrizaje de una aeronave se presentan cinco tipos diferentes de carga que actúan en diferentes puntos de la aeronave, estos se muestran en la tabla 3-2 a continuación.

*Tabla 3-2. Cargas manifestadas durante la vida de una aeronave [38].*

TIPOS DE CARGA					
	TENSIÓN	COMPRESIÓN	FLEXIÓN	TORSIÓN	CIZALLAMIENTO
<i>Área donde se manifiesta</i>	Área inferior del fuselaje	Área superior del fuselaje	Fuselaje (se genera en largueros)	Fuselaje (Se genera en los motores)	Fuselaje (Se genera en remaches)
<i>Fenómeno causante</i>	Despegue	Despegue	En todo momento	Vuelo	En todo momento

#### *Cargas de fatiga:*

Los casos de carga de fatiga se derivan de las condiciones de carga cuasi-estáticas y dinámicas si la frecuencia del ciclo de carga respectivo es suficientemente alta durante el uso supuesto [38]. Las cargas de fatiga son siempre una combinación de cargas de la lista, especialmente cargas de vuelo combinadas con cargas locales e internas o ruido acústico [38]. Otras cargas, que ocurren solo durante situaciones de falla, se excluyen de los conjuntos de carga de fatiga (es decir, el golpe de martillo del motor ciertamente no será un caso de fatiga) [38].

No se espera que las cargas de diseño que evolucionan a partir de estas condiciones básicas afecten la estructura compuesta en mayor medida que la estructura de aluminio convencional [15].

Hay varias consideraciones de carga que podrían afectar el diseño de un fuselaje compuesto [15]. La rigidez inherentemente mayor asociada con la estructura compuesta podría alterar la distribución de las cargas aeroelásticas del ala y afectar la carga de equilibrio de la cola y, por lo tanto, las cargas de flexión del cuerpo sobre el cuerpo posterior [15]. Además, la estructura del fuselaje inferior debe ser capaz de absorber la energía asociada con un aterrizaje forzoso de emergencia. El diseño de estas áreas debe ser monitoreado cuidadosamente durante el proceso de diseño para garantizar que se mantenga la seguridad de los pasajeros [15].

Para proporcionar una base de datos de diseño adecuada, se deben evaluar los efectos ambientales en las propiedades de diseño de los sistemas de materiales compuestos. La resistencia básica del material compuesto gira en torno a la fibra y la matriz [15]. En general, se reconoce que las matrices de los sistemas compuestos disponibles actualmente requieren propiedades mejoradas en relación con su durabilidad y ductilidad [15]. En los sistemas de materiales actuales, es la matriz la que dicta la resistencia y durabilidad de la pieza. La capacidad de resistencia de la fibra es considerablemente superior a la de la matriz [15].

Las aplicaciones de materiales compuestos deben revisarse continuamente en relación con su durabilidad [15]. La capacidad de fabricación también afectará la orientación de la matriz y la fibra. Pueden surgir muchas combinaciones de matrices nuevas, pero los sistemas actuales incluyen: carbono T300/epoxi 5208, carbono AS/epoxi 3501-6, carbono T300/epoxi BP907, Kevlar/epoxi y vidrio S/epoxi [15].

El sistema básico de material compuesto debe evaluarse para definir su resistencia al fuego, tolerancia al daño por impacto, reparabilidad, facilidad de fabricación de formas y ensamblajes, capacidades de humedad y temperatura, resistencia después de la exposición y compatibilidad con materiales metálicos [15].

Se debe proporcionar evidencia experimental para demostrar que los materiales permitidos se logran con un alto grado de confianza en las exposiciones ambientales más críticas, incluida la humedad y la temperatura, que se esperan en el servicio [15]. El efecto de la absorción de humedad sobre las propiedades de resistencia estática, fatiga y rigidez, para el rango de

temperatura operativa, debe determinarse para el sistema de material mediante pruebas. Sin embargo, los datos de prueba existentes se pueden usar donde se puede mostrar directamente aplicable al sistema de materiales [15]. Cuando los datos existentes demuestran que no existen efectos significativos de temperatura y humedad para el sistema de materiales y los detalles de construcción, dentro de los límites de humedad y temperatura considerados, no es necesario considerar los estudios de humedad y temperatura [15].

### 3.6. CAUSANTES DE UNA FALLA EN AERONAVES COMERCIALES

En general, las fallas ocurren cuando un componente o estructura ya no puede soportar las tensiones impuestas durante la operación [22]. Comúnmente, las fallas están asociadas con las concentraciones de esfuerzo, que pueden ocurrir por varias razones, que incluyen [22]:

- Errores de diseño, la presencia de agujeros, muescas, un radio cerrado;
- La microestructura del material puede contener huecos, inclusiones, etc.
- Ataque corrosivo del material, las picaduras también pueden generar una concentración de esfuerzo local.

Los modos de falla más repetitivos se muestran en la tabla 3-3.

Tabla 3-3. Frecuencia de mecanismos de falla [22].

TIPO DE FALLA	PORCENTAJE DE FALLAS	
	COMPONENTES DE INGENIERÍA	COMPONENTES DEL AVIÓN
<i>Corrosión</i>	29	16
<i>Fatiga</i>	25	55
<i>Fractura frágil</i>	16	-
<i>Sobrecarga</i>	11	14
<i>Corrosión por altas temperaturas</i>	7	2
<i>Fatiga por corrosión</i>	6	7
<i>Fluencia</i>	3	-
<i>Abrasión / erosión</i>	3	6

Esto revela que la incidencia de fallas por fatiga domina la distribución en los aviones. Esto sugeriría, por lo tanto, que la fatiga es el modo de falla predominante en el servicio[39]. Sin embargo, la detección y rectificación de daños por corrosión en aeronaves en servicio consume

más esfuerzo que la reparación de grietas por fatiga [39]. La alta ocurrencia de falla por fatiga observada probablemente refleja la naturaleza destructiva de este modo de falla, mientras que el ataque corrosivo es generalmente más lento que la fatiga y generalmente se detecta y rectifica más fácilmente durante el mantenimiento de rutina [39].

El agrietamiento por fatiga es la causa más común de falla estructural en los aviones, a pesar de que el comportamiento de fatiga en el laboratorio de la mayoría de los metales y aleaciones es bien entendido. Los materiales y su diseño pueden tenerse en cuenta para reducir la probabilidad de que se produzcan grietas por fatiga, pero a menudo es posible que la posibilidad no se pueda eliminar por completo [22]. Por lo tanto, muchos componentes estructurales de la aeronave están diseñados con una vida segura o libre de inspección, por debajo de la cual el agrietamiento por fatiga no debe ser motivo de preocupación. Sin embargo, el hecho de que todavía ocurran fallas por fatiga indica la naturaleza compleja de este problema [22].

Existen muchas variables que influyen en la fatiga, algunas de las cuales son la tensión media, la tensión máxima, la frecuencia de carga, la temperatura, el entorno, la microestructura del material, el acabado de la superficie y las tensiones residuales [22].

Los defectos de la superficie del material, como vueltas de forjado o grietas en la superficie, pueden aumentar el esfuerzo local, produciendo una concentración en estos puntos que podría iniciar la fatiga mucho más rápido de lo esperado. Sin embargo, muchos componentes de la aeronave se inspeccionan minuciosamente mediante técnicas no destructivas después de la fabricación y este tipo de defectos generalmente se detectan y rectifican. Las concentraciones de tensión causadas por defectos en la superficie, como rasguños y desgaste, tienden a ser más comunes, ya que pueden no estar presentes en la construcción, pero pueden introducirse durante el servicio [22]. Otra causa común de concentración de esfuerzo es la corrosión; que puede conducir al inicio de grietas por fatiga. En la tabla 3-4 se desglosan los puntos de propagación de grietas [22].

Tabla 3-4. Puntos de inicio por fatiga en una aeronave [22].

ÁREA DE INICIO	NÚMERO DE ACCIDENTES	
	ALA FIJA	ALA GIRATORIA
<i>Clavo o tornillo</i>	108	32
<i>Agujero de fijación o algún otro</i>	72	12
<i>Radio o muesca</i>	57	22

<i>Soldadura</i>	53	3
<i>Corrosión</i>	43	19
<i>Rosca</i>	32	4
<i>Defecto de manufactura o marca de herramienta</i>	27	9
<i>Rasguño o golpe</i>	26	2
<i>Corrosión por químicos</i>	13	10
<i>Defecto superficial o subsuperficial</i>	6	3
<i>Tratamiento térmico erróneo</i>	4	2
<i>Grieta inducida por mantenimiento</i>	4	-
<i>Área endurecida por trabajo</i>	2	-
<i>Desgaste</i>	2	7

### 3.6.1. Factores ambientales

Los historiales de temperatura y humedad a los que estará expuesta una aeronave deben considerarse en profundidad. Se han recopilado datos climatológicos de muchas áreas del mundo y deben utilizarse para ayudar a establecer los criterios de diseño [15].

La sensibilidad de los materiales compuestos a las condiciones ambientales impone problemas que generalmente no se consideran o no se encuentran en el diseño de aviones metálicos convencionales. Algunas de las consideraciones ambientales más importantes sobre la estructura compuesta son: temperatura, humedad, rayos y granizo [15]. La matriz en un FRP también protege las fibras del ingreso de humedad, la degradación ultravioleta y ambiental, la abrasión y los impactos [16].

Los datos climatológicos, una vez establecidos, deben usarse junto con las cualidades de emisividad y absorción del material compuesto para establecer los niveles de temperatura y humedad que deben usarse para determinar los niveles de resistencia del material compuesto y los elementos permitidos para el diseño [15]. Otros factores que deben considerarse incluyen los efectos de la exposición prolongada a la luz solar directa y a la alta humedad mientras el avión está detenido en tierra. Ciertas áreas de la estructura alcanzarán temperaturas más altas que otras, como la superficie superior del fuselaje frente a la superficie inferior [15].

Un daño meteorológico puede formar erosión en la superficie del material, deformación permanente o, si el impacto es lo suficientemente severo, penetración completa de la superficie. [40].

#### 3.6.1.1. Rayos

La aplicación de estructuras de material compuesto reduce el blindaje electromagnético inherente y las capacidades de transporte de corriente de rayos logradas con diseños de aluminio eléctricamente continuos [15]. La mayoría de las estructuras compuestas tienen cierta conductividad eléctrica, pero pueden dañarse estructuralmente por el alto flujo de corriente a través de las fibras. El concepto de diseño de protección debe evitar que la corriente del rayo se adhiera o transfiera a través de las estructuras compuestas [15].

Algunos métodos prometedores de protección contra el rayo en el desarrollo que se deben considerar son las tiras de desvío de aluminio, la malla de alambre de aluminio y el aerosol de aluminio [15].

Las prácticas de diseño electromagnético existentes, cuando se aplican a estructuras compuestas, son, en su mayor parte, inviables debido a la baja conductividad y la falta de efectividad de blindaje de los materiales compuestos y las uniones [15].

La estructura de material compuesto debe ser probada para verificar el diseño de protección contra rayos y para evaluar la penetración del campo electromagnético en las uniones y también a través del material compuesto [15].

#### 3.6.1.2. Granizo

Una fuente probable de objetos que pueden causar daños al fuselaje es el granizo. El daño de esta fuente podría ocurrir en tierra en la superficie superior o en la superficie superior en vuelo, a los lados o en la superficie inferior del fuselaje [15]. Además del tamaño, la velocidad terminal y la probabilidad, la cantidad de piedras de granizo que inciden en un fuselaje de material compuesto de un avión por unidad de área como función de la duración también puede ser importante tanto para las operaciones en tierra como para las de vuelo [15].

El granizo es una mezcla de hielo, agua y aire con tamaños superiores a 5 mm (0.19 in). Para tamaños entre 5 y 10 mm (0.19 y 0.39 in), generalmente aparecen esféricos o cónicos. Los granizos de 10 a 20 mm (0.39 a 0.78 in) de tamaño tienden a ser elipsoidales o cónicos. Los granizos más grandes de 10 a 50 mm (0.39 a 1.96 in) adoptan formas elipsoidales con lóbulos,

mientras que los granizos aún más grandes entre 40 a 100 mm (1.57 a 3.93) parecen irregulares (incluidas las formas de disco) con protuberancias [41].

Se estima que el tamaño máximo de piedra de granizo que llega al suelo promedia un poco más de 25.4 mm (1 in) de diámetro en el mes más severo del año, con una probabilidad del 10% de superar los 50.8 mm (2 in). Una piedra de granizo de 76.2 mm (3 in) de diámetro tiene un 10% de probabilidad de alcanzar el suelo a una velocidad terminal de alrededor de 50 metros (164 ft) por segundo. Para vuelos a una altitud de 3,048 6,096 m y (10,000 y 20,000 ft), sobre un área de los Estados Unidos con el granizo más severo, hay un 0.1% de posibilidades de que un avión encuentre piedras de granizo de hasta 48.26 mm (1.9 in) de diámetro en un lapso de 160.9 km (100 millas) y 60.96 mm (2.4 in) en 321.8 km (200 millas). La velocidad de impacto en altitudes más altas puede alcanzar 200 a 250 m/s (656.1 a 820.2 ft/s). La velocidad terminal de un granizo depende de varias variables, incluida la densidad y el tamaño del granizo, el coeficiente de arrastre y la densidad del aire. La velocidad de caída terminal de una esfera es:

$$V = \left( \frac{4g\rho_{hail}D}{3C_d\rho_{air}} \right)^{1/2} \quad (\text{Ec. 3-1})$$

Donde  $g$  es la aceleración en función de la gravedad,  $\rho_{hail}$  es la densidad del granizo,  $D$  es el tamaño del granizo,  $C_d$  es el coeficiente de arrastre y  $\rho_{air}$  es la densidad del aire.

### 3.6.1.3. Corrosión

La corrosión es la degradación química de los metales como resultado de una reacción con el medio ambiente. Por lo general, se producen fallas en los componentes cuando el metal se desperdicia de tal manera que el material restante no puede soportar las cargas aplicadas o la corrosión hace que el componente sea susceptible a fallas por algún otro modo (por ejemplo, fatiga) [22].

Existen varias formas de corrosión, cada una de las cuales plantea diferentes problemas a las estructuras de los aviones. Los tipos más comunes de corrosión observados se analizan a continuación [22]:

- Corrosión uniforme
- Corrosión por picaduras
- Corrosión en grietas
- Corrosión galvánica
- Corrosión por tensión
- Fragilidad de hidrógeno

### **3.6.2. Daños por impactos que puede sufrir una aeronave comercial**

El término daño se refiere a la colección de todos los cambios irreversibles en los materiales provocados por un conjunto de procesos químicos o físicos de energía dispersa, resultantes de la aplicación de cargas termo-mecánicas [17]. En general, la mecánica de daños se ocupa de la condición desde el inicio hasta los cambios distribuidos, así como las consecuencias de esos cambios en la respuesta del material a la carga externa [17].

Gracias a investigaciones previas, se sabe que algunos de los daños en los materiales compuestos se pueden manifestar como agrietamiento de la matriz, desunión, desprendimiento de fibras por fractura de fibras y delaminación [17]. Es importante comprender el mecanismo de daño para mejorar la estructura de diseño compuesto y también elegir un método que minimice los costos de todas las operaciones. Uno de los comportamientos más críticos en la estructura compuesta es el daño causado por eventos de impacto [17].

Al comparar el tamaño y resistencia de una aeronave con una bola de granizo o un ave, normalmente se piensa que el impacto de un ave o tormenta de granizo no afectaría la resistente estructura de una aeronave, lo que es un pensamiento erróneo; si bien una aeronave está diseñada con materiales que puedan resistir las condiciones ambientales, el peso y las cargas aplicadas, al momento de generar un impacto de este tipo (ave o granizo) no solo se considera la masa del impactador, si no, que también se debe considerar la velocidad a la que va la aeronave, lo que genera que el impacto sea más catastrófico de lo que se pensaría [17].

El daño por impacto puede ocurrir en estructuras de aviones de una variedad de objetos diferentes. Las causas pueden variar desde incidentes de baja velocidad y gran masa causados

por vehículos de manejo de equipaje y equipo caído durante el mantenimiento hasta impactos de granizo ligero de alta velocidad y escombros de pista [16].

Cuando un objeto extraño impacta una estructura de material compuesto, pueden ocurrir varios modos de daño, incluyendo delaminaciones, rotura de fibras, agrietamiento de la matriz y varios otros modos de falla mixta. El modo de daño que prevalece más depende de los parámetros del impactador y las propiedades del material compuesto [16]. Los compuestos hechos con fibra de vidrio o carbono son más susceptibles al daño durante el impacto debido a sus características frágiles, a diferencia del Kevlar®, que puede absorber cantidades significativas de energía [16]. Al formular los criterios de impacto para los aviones construidos principalmente de materiales compuestos, se deben tener en cuenta una serie de peligros potenciales que pueden afectar en gran medida la integridad de la célula [15]. Estos requisitos no se han estipulado en las estructuras de aluminio debido a las características inherentes de los materiales para soportar la mayoría de los riesgos de manera satisfactoria. Por ejemplo, los paneles hechos de materiales compuestos, utilizando las técnicas de construcción actuales, exhiben una gran reducción en la resistencia, en comparación con los paneles metálicos cuando son penetrados como en el caso de impacto por objetos [15].

Los riesgos operacionales, desde el punto de vista del daño estructural, incluyen aves, granizo, escombros como piedras y tornillos, herramientas caídas, fragmentos de motores y metralla de llantas debido a la separación de la banda de rodamiento y la rotura de las mismas. La mayoría de estos riesgos normalmente producen solo efectos cosméticos en la estructura de los fuselajes de aluminio, con un efecto insignificante en la resistencia. Por otro lado, debido a que la estructura de material compuesto actual es sensible al daño por impacto, se deben considerar los peligros y establecer criterios racionales [15].

El impacto de las estructuras de material compuesto puede provocar daños no visuales, daños no fácilmente visibles o daños visibles [15].

El daño no fácilmente visible probablemente no sea detectable hasta el próximo período de inspección. Bajo esta circunstancia, se debe aplicar un concepto de vida segura o se debe demostrar que la estructura es capaz de soportar cargas operativas con el daño presente durante el número de horas de vuelo entre inspecciones [15]. El efecto del daño en el contenido de

humedad posterior debe tenerse en cuenta porque la humedad, al congelarse, se expandirá y, si queda atrapada en una estructura compuesta dañada, puede causar daños adicionales [15].

Los componentes de los aviones comerciales están diseñados con las siguientes condiciones:

Los cristales pueden soportar choques con aves de hasta siete kilos de peso a velocidad de crucero. El fuselaje del avión puede soportar choques con aves de hasta nueve kilos de peso a velocidad de crucero [39].

#### 3.6.2.1. Aves

Estas colisiones pueden tener enormes repercusiones en las aerolíneas: los aviones que sufren el impacto deben ser cuidadosamente inspeccionados para buscar los que se conocen como daños por impacto apenas visibles, que podrían volverse muy peligrosos en caso de no ser detectados. Solo el 5% de las colisiones con pájaros provocan daños en los aviones, como el que muestra la figura 3.6. Sin embargo, por precaución, todas las aeronaves que han sufrido un impacto de este tipo deben aterrizar en el aeropuerto más cercano [42].



*Figura 3.6. Daño causado en fuselaje por impacto de ave [43].*

Desde 1912, se estima que se han producido cuarenta y siete accidentes mortales debido a una colisión de aves con transporte aéreo comercial, el número total de víctimas mortales es de 242 personas y noventa carcasas [26]. Recientemente, muchos investigadores han expresado su preocupación de que los estándares pasados de aeronavegabilidad hayan sido superados por los

cambios en la población y especies de aves (avifauna). Se ha encontrado evidencia de esto al menos en América del Norte, donde la población de aves grandes ha aumentado significativamente en los últimos veinte años [26].

Para los aviones grandes, el criterio de certificación del fuselaje es que el avión debe poder continuar volando de manera segura después de golpear un pájaro de 1.8 kg (3.96 lb) a la velocidad de crucero de diseño, para el empenaje de la aeronave en particular, este requisito se ha incrementado a 3.6 kg (7.93 lb), luego de un accidente de un Vizconde Vickers en la década de 1960 [26]. No existen estándares de certificación de impacto de aves específicamente para áreas de tanques de combustible, aparte del requisito general de 1.8 kg (3.96 lb). Investigaciones recientes también han resaltado el hecho de que las pruebas de certificación de impacto de aves utilizadas en materiales metálicos pueden no ser representativas de las condiciones reales de los materiales compuestos, ya que las propiedades de estos últimos dependen de varios parámetros de prueba, que no se especifican en los requisitos [26].

La relación entre los impactos de las aves, el daño resultante y la velocidad de la aeronave no se pudo establecer utilizando el conjunto de datos descrito. Sin embargo, utilizando bases de datos de ocurrencia extensas disponibles de fuentes militares (limitadas a aviones militares) se ha demostrado que el daño aumenta con la velocidad, y que por encima de 463 km/hr (250 nudos) el daño puede tener consecuencias destructivas [26].

Para garantizar que la tripulación de vuelo tenga el mismo nivel de protección contra el impacto de las aves que proporciona el parabrisas, ciertas áreas de la estructura de la cabina deben ser capaces de resistir el impacto de aves de 1.8 kg (4 lbm) con una velocidad de impacto de 179.8 m/s (590 f/s) [34].

#### 3.6.2.2. Granizo

Los encuentros con granizo se caracterizan por múltiples impactos y granizos de varios tamaños y el número de impactos depende de la ubicación geográfica. La figura 3.7 presenta una relación

de la velocidad terminal del granizo en caída libre en condiciones de nivel del mar respecto al diámetro del granizo [15].

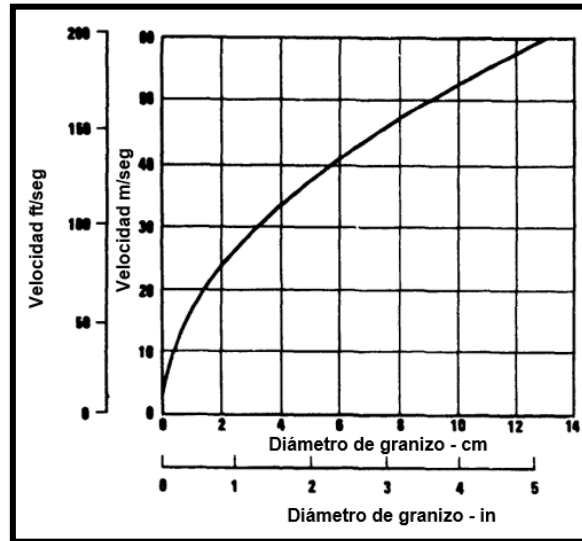


Figura 3.7. Gráfica de velocidad del granizo del nivel del mar a 1.52km (5000 ft) [15].

Cuando una piedra de granizo impacta la delgada piel de un avión, las deformaciones de la piel resultantes generalmente son dentro de la zona plástica cerca del punto de impacto y de la zona elástica del material en el área circundante [40].

La mayoría de los impactos en vuelo son de naturaleza deslumbrante. Puede existir la posibilidad de que una aeronave que esté escalando pueda estar sujeta a cargas de impacto de granizo más severas, particularmente cuando se consideran las capas superiores del ala, que generalmente no requieren ser tan tolerantes al daño como las superficies inferiores del ala. Esto podría dar lugar a una velocidad de impacto de aproximadamente 200 m/s (656.16 ft/s) en las pieles superiores, lo que claramente provocaría daños graves [16].

Debido a la alta velocidad de los aviones modernos, la probabilidad de daños en la superficie causados por el impacto con granizo (figura 3.8), y posiblemente otros precipitantes meteorológicos, se ha convertido en una consideración de diseño [40].



*Figura 3.8. Daño causado a aeronave A319 por tormenta de granizo durante su vuelo [44].*

La nueva generación de aviones comerciales está haciendo un uso extensivo de estructuras compuestas en componentes expuestos. Es necesario que el uso de dicho material no reduzca el nivel de seguridad históricamente proporcionado por el uso de materiales convencionales como los metales [41]. El comportamiento de los materiales compuestos puede ser significativamente diferente de las estructuras metálicas y los daños como la delaminación pueden ser difíciles de detectar en las estructuras compuestas [41].

En general, para impactos normales, la fuerza máxima varía linealmente con la energía cinética del proyectil. Se espera que esta relación lineal sea válida para todos los impactos de proyectiles de hielo de alta velocidad, independientemente del tamaño del proyectil, sobre cualquier estructura real, suponiendo que se produzcan modos de falla de hielo similares (es decir, trituración localizada) [41]. La fuerza máxima aumenta significativamente con la velocidad del proyectil. Sin embargo, es importante tener en cuenta que la gravedad del daño no siempre aumenta con una mayor velocidad de impacto [41].

#### 3.6.2.3. Drones

El daño de una colisión depende de la masa del objeto que se golpea y la velocidad del impacto, pero también de la densidad del objeto, el ángulo de impacto y la frangibilidad del objeto, o la facilidad con la que se rompe. Esas son muchas variables, pero claramente el mayor daño se

produciría por un impacto de 90° de un avión no tripulado pesado cuando el avión se mueve a alta velocidad [45].

La gran mayoría de los drones de consumo pesan mucho menos que eso, y los modelos más populares pesan menos de diez libras. Pero una serie de estudios realizados en Virginia Tech sugieren que la masa concentrada de drones en comparación con las aves hace que el impacto con un dron sea más dañino que el de un ave de un peso similar [45].

Ya que los productores de drones saben que actualmente se cuenta con aproximadamente uno punto tres millones de drones registrados por la FAA y no todos los aficionados de estos vuelan sus drones dentro de las áreas estipuladas por la FAA, tratan de usar soluciones de software para mantener a los drones alejados de las áreas a las que no pertenecen [45]. DJI y otras compañías usan “geofences”, que alertan a los pilotos si sus drones están en áreas que están fuera de los límites. En algunos casos, las geofences evitan que los drones vuelen. AirMap está probando un nuevo sistema de geofence que proporcionará a los pilotos alertas de audio y visuales en tiempo real si se están acercando al espacio aéreo geofenzado. Pero las geofences no siempre corresponden al espacio aéreo que la FAA quiere proteger, y los usuarios a menudo pueden anularlas o deshabilitarlas [45].

### **3.7. FRACTURA EN MATERIALES CONVENCIONALES**

La fractura en materiales puede definirse como la separación de un cuerpo en dos o más piezas bajo la acción de una carga, los componentes que rigen la fractura son: la iniciación de la grieta y su propagación, dependiendo del material en que se presente la fractura ésta se considerará dúctil o frágil. Dentro del campo de investigación de fractura se tienen dos términos importantes: la mecánica de fractura y la tenacidad a la fractura [9].

La mayoría de los casos prácticos corresponden al modo I. Una combinación de especial interés es el modo I y II, el cual se presenta en grietas inclinadas, mientras que el modo III es relacionado a fracturas por torsión pura [46].

#### **3.7.1. Mecánica de fractura**

El campo conocido como mecánica de fracturas se ocupa de las condiciones de formación y agrandamiento de las superficies de separación del material [17].

La mecánica de la fractura se enfoca al estudio del comportamiento de materiales con fisuras u otros pequeños defectos [5], esta comprende el estudio de los mecanismos y procesos de propagación de grietas en sólidos, así como las deformaciones y distribución de tensiones que ocurren en un material ya sea agrietado o con discontinuidades, el cual es sometido a cierta tensión externa [46].

Los orígenes de la mecánica de fractura pueden remontarse a un artículo publicado por Griffith en 1920, en el cual demostró por primera vez que la resistencia real a la tensión de materiales frágiles era significativamente menor que la resistencia predicha teóricamente debido a la presencia de grietas. Inglis demostró que, a medida que la elipse se aproximaba a una grieta lineal, los esfuerzos en la punta de la elipse tendían al infinito [9]. Irwin, introdujo un nuevo principio de la propagación de grietas que dice que una grieta se propagará si la tasa de la energía de deformación  $G$  es más grande que el trabajo crítico necesario para crear nuevas superficies de grietas. La evolución de la mecánica de la fractura puede estudiarse a partir de al menos tres puntos de vista: analíticos, numéricos y experimentales [9].

Existen dos criterios principales en el estudio de la Mecánica de la Fractura considerando el tipo de formulación del problema del estudio de la resistencia y el fallo de materiales:

1. El primero, energético, estudia el cambio de la energía potencial cuando las grietas se abren, utilizando el principio de la minimización de la energía potencial como forma de averiguar el tamaño de las grietas para tensiones dadas [46].
2. El segundo enfoque es completamente local, y se basa en examinar las tensiones en la punta de grieta y comparar estos con valores conocidos del material [46].

### **3.7.2. Tenacidad a la fractura de los materiales**

La tenacidad a la fractura mide la capacidad de resistencia de un material que tiene un defecto a una carga aplicada, ésta depende del espesor de la probeta, por lo que al incrementar su espesor la tenacidad a la fractura disminuye hasta un valor constante; es considerada una propiedad

cuantitativa de los materiales [5]. También puede definirse como la capacidad del material a resistir la propagación de grietas [47].

El factor de intensidad de tensión (SIF) es otra forma de considerar la dureza de un material en términos de factor de intensidad en la punta de una grieta que se requiere para propagarse. El parámetro factor de concentración de tensión, KI (para el modo I) es la relación de la tensión máxima en la vecindad de una muesca, grieta o cambio de sección a la tensión aplicada remotamente [47]. El factor de intensidad de tensión, K, se usa para determinar la tenacidad a la fractura de la mayoría de los materiales, que es una medida de la concentración de tensión en el frente de la grieta bajo cierta consideración. La fractura severa ocurre cuando este SIF alcanza un valor crítico como lo indica  $K_c$ . La relación entre KI y  $K_c$  es similar a la relación entre el límite elástico y la resistencia a la tracción, por lo que  $K_c$  es mayor que KI [41]. Por lo tanto,  $K_c$  es el valor máximo que puede soportar el material sin ninguna fractura final y depende tanto del tipo de materiales como de su grosor. Cuanto menor sea el valor de  $K_c$ , menos resistente será el material [47].

### 3.7.3. Modos de fractura

En la punta de una grieta, el campo de tensión se puede dividir en tres componentes, llamados Modo I, Modo II y Modo III (figura 3.9), los cuales se muestran a continuación [48]:

- **Modo I (apertura)** : Tensión normal perpendicular al plano de la grieta.
- **Modo II**: Desplazamientos de las superficies de la grieta son perpendiculares al plano de la grieta y los esfuerzos cortantes son paralelos al plano de la grieta.
- **Modo III (desgarramiento)**: Esfuerzos cortantes y movimiento de material paralelos al plano de la grieta.

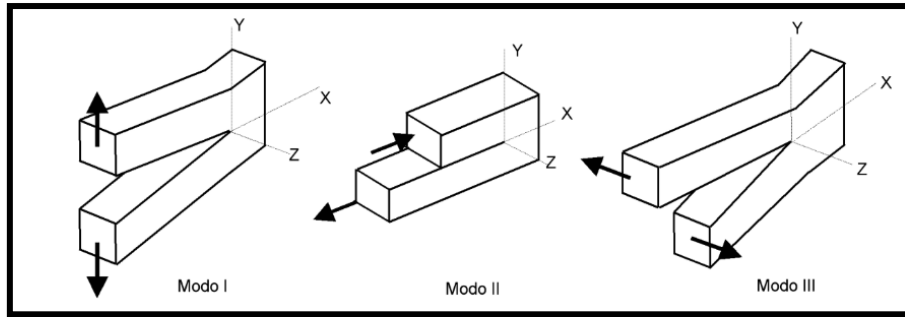
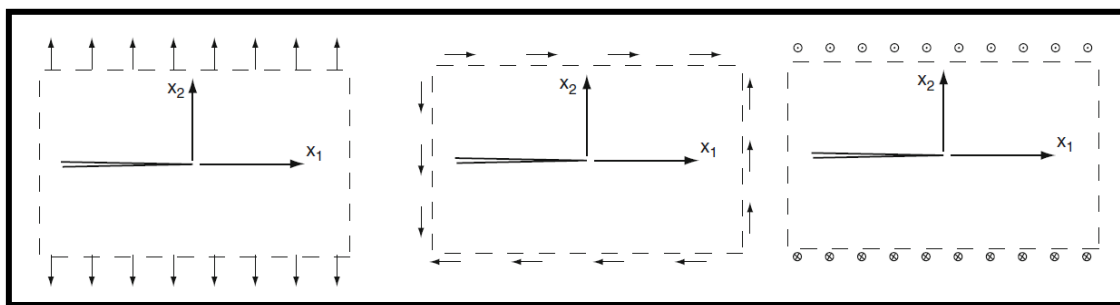


Figura 3.9. Modos de fractura en materiales [48].

El **modo I** hace que la grieta se abra ortogonalmente a la superficie de la fractura local y da como resultado tensiones de tracción o compresión en las superficies que se encuentran en la línea  $y = 0$  y que tienen un vector normal  $n = e^2$ . **Modo II** hace que las superficies de la grieta se deslicen entre sí en la dirección  $x_1$  y resulta en esfuerzos cortantes en el  $x_3$  dirección por delante de la grieta. El **modo III** provoca la superficies de grietas para deslizarse entre sí en el  $x_3$  dirección y resulta en esfuerzos cortantes en la dirección  $x_3$  por delante de la grieta [49].

Otra forma de pensar en los tres modos de fractura es en términos de las simetrías de los campos de desplazamiento como se muestra en la figura 3.10. En el Modo I, las superficies de las fisuras se abren bajo carga de tracción. En el Modo II, las caras de la grieta se deslizan entre sí en la dirección  $x_2$ . En el modo III, las caras de la grieta se deslizan entre sí en la dirección  $x_3$  [49].



a)

b)

c)

Figura 3.10. Simetrías de los modos de desplazamiento de la punta de la grieta para cada modo de fractura, a) modo I, b) modo II, c) modo III [49].

### 3.7.4. Teoría de Griffith

En 1920 Griffith planteó que todos los materiales contenían pequeñas grietas, y que estas no se propagarían hasta que se alcanzara una tensión particular, este valor depende de la longitud de la grieta [47].

Cualquier defecto (químico, grieta, dislocación y tensión residual) existente en un material se considera como grieta de Griffith, es decir, una homogeneidad que pueda causar una concentración de tensión que puede desarrollarse hasta fallar a un valor particular de tensión.

La principal contribución de Griffith fue el desarrollo crucial de un criterio de fractura basado en argumentos energéticos y la introducción concomitante de propiedades materiales. Al hacer esto, la fractura debe verse como formada por una fuerza impulsora que se aplica, generalmente, por agentes externos y una resistencia al desarrollo de una fisura, que depende de las propiedades del material y que realmente se desarrolla durante la carga o Proceso de “forzamiento”. La ec. 3.2 lo expresa de forma más general:

$$\sigma\sqrt{a} = \text{constante del material} \quad (\text{Ec. 3-2})$$

Este enfoque realmente abrió la puerta a la idea crucial de que la constante material se puede determinar mediante la experimentación; el conocimiento de cosas como la energía superficial no impide la implementación de la predicción de las longitudes y tensiones de las fisuras por fractura. Esta constante ahora se conoce como la "tenacidad a la fractura" de un material. Por lo tanto, aunque hay algunos aspectos cuestionables, el trabajo de Griffith ha demostrado ser valioso para impulsar tanto la comprensión de los factores materiales como el desarrollo de un marco más general que ahora se conoce como Mecánica de la fractura.

Cambio total en la energía del sistema: La energía total del sistema, después de la inserción de una grieta, es simplemente la energía inicial más los cambios en las energías de deformación y superficie [50]:

$$U_{\text{total}} = U_0 + 4a\gamma - \frac{\sigma^2 \pi^2}{E} \quad (\text{Ec. 3-3})$$

$$\Delta U_{\text{total}} - U_0 = 4a\gamma - \frac{\sigma^2 \pi^2}{E} \quad (\text{Ec. 3-4})$$

Donde:  $\gamma$  = energía superficial específica,  $U_0$  = energía inicial,  $E$  = energía de deformación.

Griffith señaló que la grieta comenzará a propagarse infinitesimalmente cuando el cambio de energía comience a disminuir: esto ocurre cuando el cambio de energía es máximo y la derivada con respecto a la longitud de la grieta es cero [50]:

$$\frac{d\Delta U_{\text{total}}}{da} = 0 \quad (\text{Ec. 3-5})$$

Esto lleva al siguiente resultado en el punto de fractura:

$$\sigma_{\text{fractura}}^G = \sqrt{\frac{2E\gamma}{\pi a}} \quad (\text{Ec. 3-6})$$

Esta puede reescribirse como:

$$\sigma_f \sqrt{\pi a} = \sqrt{2E\gamma} \quad (\text{Ec. 3-7})$$

Donde el esfuerzo por fractura se denota como:  $\sigma_f$

### 3.7.5. Otras contribuciones en el área de fractura

#### E. Orowan:

En un artículo publicado en 1949 reconoció que las ecuaciones de Griffith podrían modificarse ligeramente mediante la conclusión de la plasticidad; estas ideas fueron desarrolladas posteriormente, donde surgió que el término de  $\gamma$  = energía superficial, podía reemplazarse por la energía superficial efectiva =  $\gamma_e$ , que es la suma de de la energía superficial verdadera ( $\gamma$ ), y trabajo de deformación de la plasticidad ( $\gamma_p$ ), donde su orden de magnitud es mayor a  $\gamma$ :

$$\gamma_e = \gamma + \gamma_p$$

(Ec. 3-8)

Es más práctico simplemente medir el esfuerzo de fractura en varias longitudes de fisura para paneles con fisura central y mostrar que el producto de  $\sigma\sqrt{a}$  es una constante. Esta constante puede usarse luego para calcular los esfuerzos de fractura y las longitudes críticas de las grietas [50]. La visión crítica de Orowan contribuyó a estimular la actividad dirigida a comprender la fractura de materiales estructurales de alta resistencia. Esta actividad culminó con el desarrollo de una disciplina completamente nueva conocida como Mecánica de fractura elástica lineal [50].

### **Inglis:**

Inglis consideró un amplio rango de carga (incluida la carga de corte) para lo que con frecuencia se llama la grieta "Griffith". Los autores opinan que las complicadas técnicas matemáticas utilizadas por Inglis hicieron que su trabajo fuera algo inaccesible, lo que puede explicar el crédito limitado que ha recibido por sentar las bases de la mecánica de las fracturas.

### **Muskhelishvili:**

Fue probablemente el primero en utilizar funciones de una variable compleja para resolver problemas planos de elasticidad. Sus técnicas se resumen a su texto sobre elasticidad, que fue utilizado como base para mapeos complejos del modelo Dugdale para la zona plástica de la punta de la grieta.

### **Westergaard:**

Westergaard desarrolló un método muy elegante de análisis de tensión, que se basó en trabajos anteriores utilizando un análisis complejo propuesto por Carothers, Nadai y MacGregor. El enfoque de Westergaard fue proyectar la función de tensión de Airy,  $\phi$ , en términos de un conjunto de funciones de variables complejas y luego escribir las tensiones en términos de estas funciones. Como ejemplos del poder de este método, Westergaard resolvió los campos de

tensión elástica de una serie de problemas interesantes de fisuras en sólidos isotrópicos y homogéneos.

### **Sneddon y Sack:**

Sneddon abordó problemas 2D elásticos similares pero, curiosamente, también abordó el problema 3D de una grieta en forma de moneda de radio  $a$ . Al resolver las tensiones y deformaciones en un cuerpo que contenía tal grieta, calculó los cambios en la energía de deformación y la energía superficial, y siguiendo a Griffith, postuló que el punto de inestabilidad ocurre cuando:

$$\frac{\partial(W-U)}{\partial a} = 0 \quad (\text{Ec. 3-9})$$

donde  $W$  representa la disminución de la energía de deformación elástica y  $U$  es el aumento de la energía superficial. El resultado fue el criterio de fractura de la ec. 3-10:

$$\sigma_f = \sqrt{\frac{\pi E \gamma}{2a(1-\nu^2)}} \quad (\text{Ec. 3-10})$$

## **3.8. FRACTURA EN MATERIALES COMPUESTOS**

La incapacidad de los materiales para realizar su función de diseño se conoce como una falla, la fractura es uno de los ejemplos de posibles fallas [17].

En los materiales compuestos la falla en un laminado puede ser causado por la falla de una lámina individual o capas dentro del laminado, este tipo de falla es de tipo intralaminar, cuando existe una separación de láminas o capas contiguas se le conoce como falla interlaminar [9].

La delaminación, que es la separación de las capas reforzadas con fibras que se apilan juntas para formar laminados, es uno de los patrones de fractura más comúnmente observados en materiales compuestos. Las causas más frecuentes de la delaminación son los materiales utilizados y las discontinuidades estructurales que dan lugar a tensiones interlaminares [9].

Los compuestos pueden exhibir modos de fallo ya sean relativamente simples o extremadamente complejos. Las fallas complejas pueden incluir una o más fracturas interlaminares, intralaminares, o translaminares, y, por lo tanto, pueden necesitar ser examinadas muchas

superficies de fractura. Para reducir el número de superficies a examinar se debe tomar la decisión de cuáles superficies son las que proporcionaran una información más útil [9].

En materiales compuestos reforzados con fibras, las fallas longitudinal y transversal a la dirección de las fibras se distinguen, como en la figura 3.11. El modelo del material para una lámina unidireccional de un compuesto de fibra reforzada consiste en un material elástico ortotrópico lineal, un criterio de fallo que indica el inicio de la respuesta inelástica, y un daño de la determinación de la ley de evolución de la degradación de la rigidez con la carga [9].

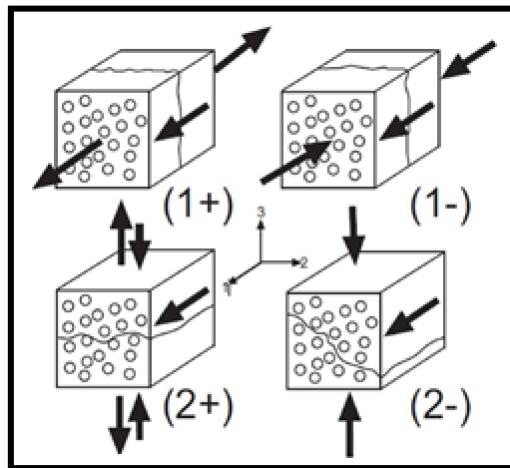


Figura 3.11. Modos de falla interlaminar, (1+) tensión longitudinal, (1-) compresión longitudinal, (2+) fractura transversal con orientación de fibras  $0^\circ$ , (2-) fractura transversal con orientación de fibras a  $53^\circ$  [9].

La falla longitudinal ocurre en el modo de tensión (+1) en la figura 3.10, debido al rompimiento de la fibra; el desprendimiento y la propagación que se llama “fiber kinking”, que es el cambio brusco de dirección de la propagación de grietas en la interfase [51], ocurre en el modo de compresión (-1) en la figura 3.11. La falla en la dirección transversal abarca tanto agrietamiento de la matriz y la desunión de la fibra-matriz. Cuando la tensión de cizallamiento en el plano es grande en comparación con el esfuerzo de compresión transversal, el plano de fractura es perpendicular al plano medio de la placa (+2) en la figura 3.11.

En general, la fractografía se utiliza para determinar el modo de fallo, sitio de iniciación, dirección y crecimiento de la grieta, y todas las influencias ambientales sobre la falla. Por ahora se conoce que las fracturas translaminares pueden presentar modos de resistencia a la tensión, compresión, cizalladura, flexión y fatiga, mientras que las fracturas intralaminares e

interlaminares pueden presentar sobrecarga y fatiga en el modo tensión I, el modo II de cizallamiento, y la combinación de ambos [51].

Desde una perspectiva fractográfica, en una fractura translaminar al final de una fibra fracturada se observa evidencia de las condiciones de falla, es decir, si la fibra ha fallado en tensión o compresión [51]. En el caso de una falla a tensión como la presentada en la figura 3.12a, las fibras individuales presentan fracturas radiales en los extremos de las fibras y, a menudo exhiben morfología de “mirror o espejo”, “mist ó niebla” y “hackles ó superficie fibrosa”, lo que proporciona un medio para deducir la dirección local y global de la falla. La fractura en la compresión (fig. 3.12b) es por lo general a través de microbuckling, lo que conduce a “chop marks” sobre un lado de los extremos de las fibras fracturadas y los patrones radiales en la otra [9].

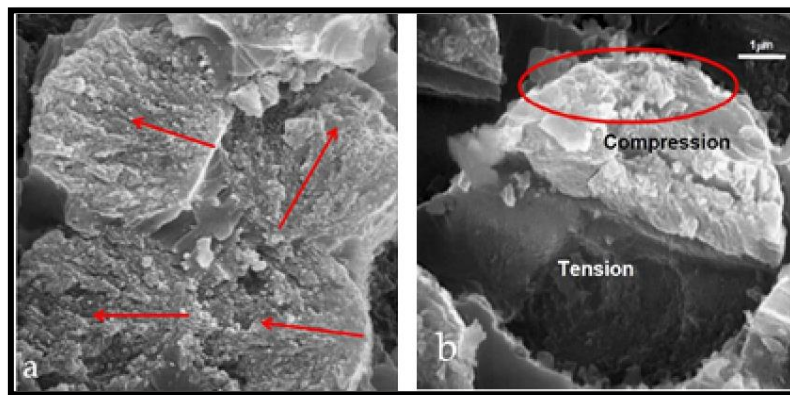


Figura 3.12. Morfología de fibras, a) fractura de las fibras en tensión, b) compresión en CFRP [9].

La figura 3.13 muestra una probeta de fibra de carbono fracturada en modo de tensión, la superficie aparentemente es rugosa y se pueden apreciar líneas de Chevron.

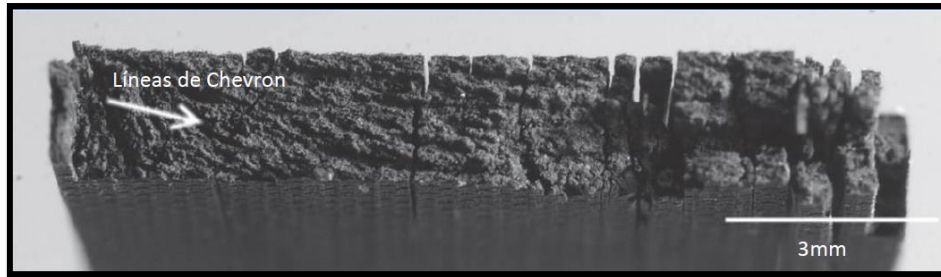


Figura 3.13. Probeta de material compuesto reforzado con fibra de carbono con fractura en modo de tensión [9].

Los experimentos indican la existencia de un umbral de energía de falla (FTE), que es el nivel de energía de impacto al que se produce el daño por primera vez en un laminado compuesto. Los impactos por debajo de este umbral de energía no producen daños [9]. Los impactos por encima del nivel de FTE producen grietas en la matriz generadas por cizalladuras o tensiones de flexión a la tracción alrededor del área de indentación. Se desarrollan principalmente en las capas intermedia y posterior. Las grietas de la matriz son seguidas por delaminaciones de interfaz que crecen desde las puntas de las grietas [16]. Las delaminaciones se producen entre capas de diferentes orientaciones y se alargan a lo largo de la dirección de la fibra de la interfaz de la capa inferior, desarrollándose las delaminaciones más grandes entre las capas con el mayor desajuste de orientación [16]. A medida que aumenta la energía de impacto, las fracturas superficiales de fibra se inician en el lado de tracción de la muestra impactada y pueden propagarse a través de las capas restantes, lo que lleva a la perforación total del laminado [16].

Durante la deformación de un compuesto, el daño microestructural se extiende en todo el material compuesto, pero se puede sufrir mucho daño antes de que se deteriore la capacidad de carga [52]. Más allá de cierto nivel crítico de daño, la falla puede ocurrir por la propagación de una grieta que generalmente tiene una naturaleza mucho más compleja que las grietas en materiales homogéneos. El crecimiento de grietas es inhibido por la presencia de interfaces, tanto a nivel microestructural entre fibras y matriz, como a nivel macroscópico como planos de debilidad entre láminas separadas en un laminado de múltiples capas. Por lo tanto, la fractura de un compuesto implica no solo la ruptura de las fibras que soportan la carga y la matriz débil, sino una combinación compleja de desviaciones de grietas a lo largo de estas interfaces débiles [52].

### 3.8.1. Crecimiento de grietas en materiales compuestos

Los defectos y fallas en polímeros y compuestos tienen la capacidad de influir en el desempeño de las estructuras a través de varios mecanismos.

La micro fisuración es la principal causa de falla del material debido a su naturaleza de no ser detectada y también debido a la fragmentación de la estructura inducida que conduce a la reducción de propiedades mecánicas como resistencia, rigidez y estabilidad dimensional [53].

El daño macroscópico se detecta tradicionalmente visualmente y se repara manualmente. Las técnicas de inspección de daños, como la ecografía y la radiografía, se utilizan para detectar daños microscópicos e internos [53]. Sin embargo, los daños como las micro fisuras son difíciles de detectar debido a las limitaciones en la resolución de estas técnicas y, por lo tanto, no se reparan, además, las grietas, los defectos estructurales y la delaminación que se forman profundamente en la estructura de los compuestos poliméricos son extremadamente difíciles de detectar y reparar [53]. Estos defectos internos no solo disminuyen el rendimiento del material, sino que también sirven como catalizadores para daños adicionales como macro fisuras, hinchazón por humedad y desunión. Las micro fisuras también son responsables de la degradación ambiental del polímero y la consecuente reducción del rendimiento, así como de la reducción de la adhesión que conduce a la desunión [53].

La mayor parte del daño que se produce en la superficie de las estructuras poliméricas o de los polímeros laminados se debe a la escisión de la cadena y la rotura estructural. Esto provoca un rápido deterioro de las propiedades físicas en el sitio del daño que también puede propagarse localmente o migrar a otros sitios [53]. La reparación de las cadenas dañadas a menudo da como resultado la restauración de las propiedades originales y evita que el daño se expanda.

Las cadenas de polímeros se dañan cuando se someten a tensiones externas, como productos químicos agresivos, calor, luz (incluidos los rayos UV), impacto mecánico, radiación y partículas de alta energía. El daño puede manifestarse como abolladuras, grietas, micro fisuras, roturas y fracturas [53].

En la figura 3.14 se puede identificar cuatro regiones que se presentan en el proceso de la fractura, cerca de la orilla de la grieta está la región del proceso, cuando la orilla de la grieta comienza a crecer, una especie de estela de la región del proceso comienza a quedarse atrás [9]. Fuera de la orilla de la grieta se encuentra una región plástica que, de igual manera, conforme va avanzando la orilla de la grieta va dejando una estela, en este punto el material se comienza a deformar elásticamente, debido al retiro de la carga aplicada y en muchas ocasiones ocurre una deformación plástica secundaria generada por la deformación plástica primaria, a estas dos regiones, es decir, las regiones plásticas primaria y secundaria se les conoce como regiones disipativas, todo lo que esté fuera de estas regiones le llamamos zonas elásticas [9]. En la figura también se observa las fases del crecimiento de la grieta, inicialmente se aplica una carga y no se presenta crecimiento de la grieta, al aumentar la carga la grieta comienza a crecer a causa de la nucleación, en este proceso se mantiene un crecimiento de grieta estable, conforme la nucleación y propagación de la grieta va creciendo, la grieta se convierte finalmente en una grieta inestable, dando origen a una fractura final en el material [9].

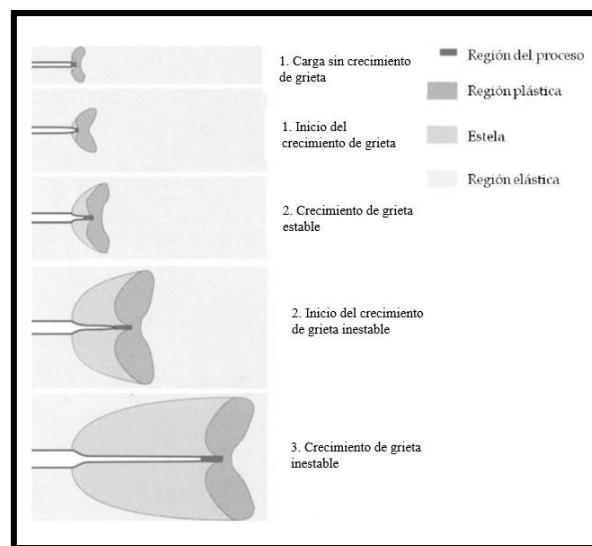


Figura 3.14. Fases del proceso de fractura, 1) carga con crecimiento de la grieta, 2) crecimiento de grieta estable, 3) crecimiento inestable de la grieta [9].

La selección de resinas y fibras, la forma en que se combinan en la disposición y la calidad del compuesto fabricado deben controlarse cuidadosamente para lograr la dureza óptima. Además, los requisitos de materiales para las mayores resistencias a la tracción y al corte de los laminados

a veces son incompatibles con los requisitos para la mayor tenacidad. Cuando una grieta preexistente está presente en un compuesto, puede propagarse o no bajo la acción de una carga cíclica, dependiendo de la naturaleza del compuesto [52].

Cuando una grieta se somete a una carga dependiente del tiempo, ya sea armónica o aleatoria, la grieta crecerá gradualmente, aunque la amplitud de la carga sea muy pequeña. Este fenómeno se llama Propagación de grietas por fatiga (FCP) y puede provocar de manera inesperada y repentina una falla por fatiga [54].

Todos los esfuerzos para predecir el crecimiento de grietas y la fatiga en un laminado compuesto se ven afectados por la forma única y compleja en que las grietas pueden crecer en un laminado. Las grietas tienden a crecer en la matriz paralela a las fibras. Por lo tanto, si se corta una grieta paralela a las fibras, como en la figura 3.15a, crecerá en una dirección paralela a sí misma, es decir, de una manera similar [7]. Sin embargo, si se corta una grieta en algún ángulo con respecto a las fibras, la grieta seguirá creciendo paralela a las fibras y no paralela a sí misma, es decir, un crecimiento de grietas similar como en la figura 3.15b. Entonces, debido a que un laminado compuesto tiene muchas capas en varias orientaciones, un corte de grietas en un laminado da como resultado un crecimiento de grietas que a veces es localmente similar y otras veces no [7].

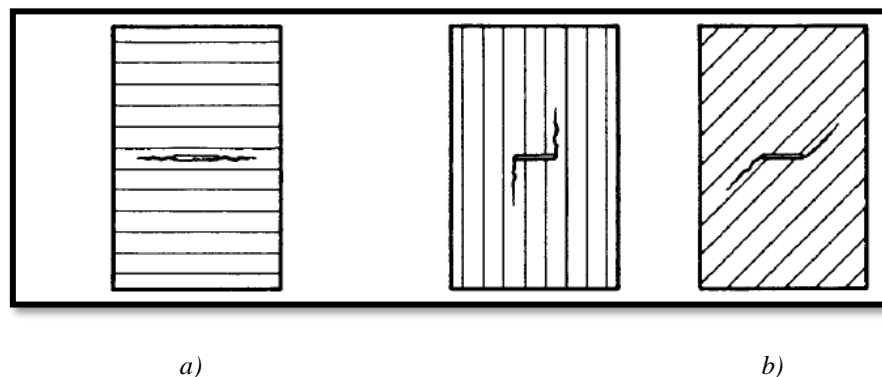


Figura 3.15. Crecimiento de grieta, a) crecimiento de grieta similar, b) crecimiento de grieta no similar [7].

Cuando la energía requerida para el crecimiento de grietas es igual o mayor que la energía requerida para la creación de una nueva superficie, la grieta se propagará. El modelado de la propagación de grietas en polímeros es un área de investigación en curso en la que la mayoría de los modelos se basan en un parámetro llamado  $K_I$  [53]. A través del desarrollo de fallas por apertura de fisuras (modo I en la figura 3.16),  $K_I$  está asociado con esfuerzos aplicados,

geometría de material / fisura y profundidad de fisura. La grieta se propagará una vez que la geometría de la grieta y la tensión aplicada varíen a lo largo de la carga cíclica o monótona, alcanzando el factor de intensidad de tensión crítica ( $K_{I0}$ ) [53]. Durante una carga monótona, el tamaño del crecimiento de la grieta se correlaciona con el factor de intensidad de tensión máxima experimentado ( $K_{I_{Max}}$ ), mientras que durante la carga cíclica el crecimiento de la grieta está asociado con el cambio en  $K_I$  y  $K_{I_{Max}}$  ( $\Delta K$ ). Para curar los materiales poliméricos agrietados, es necesario volver a sellar las superficies fracturadas o impedir la propagación de grietas [53].

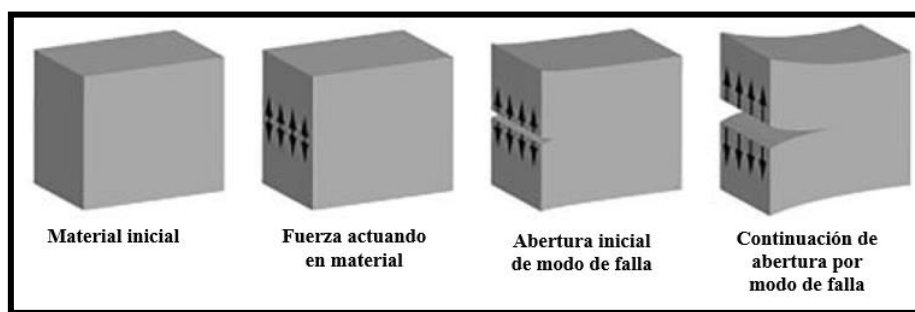


Figura 3.16. Modo I de falla en sus diferentes etapas [53].

Las grietas en los compuestos son de naturaleza más complicada que las de los materiales homogéneos. La comprensión del mecanismo de fractura de los compuestos reforzados con fibra requiere una comprensión de la secuencia de incidentes de fractura microscópica que conducen al crecimiento de una grieta macroscópica bajo cargas monótonamente incrementadas.

La tabla 3-5 muestra los compuestos reforzados con polímeros más comunes, sus aplicaciones, ventajas y principales fuentes de falla.

Tabla 3-5. Aplicaciones y modos de falla presentes en compuestos más comunes [53].

TIPO DE COMPUESTO	CUALIDADES	APLICACIÓN	FUENTE DE GRIETAS
<i>Fibra de carbono/PEEK</i>	Biocompatible, baja tasa de desgaste, estabilidad química, capacidad de imagen, rigidez a medida	Implantes médicos, estructuras aeroespaciales	Carga por impacto
<i>Fibra de carbono/Epoxy</i>	Ligero, resistente y fuerte	Partes de aviones militares y civiles, tanques de combustible criogénico	Grietas por fatiga es la mayor amenaza para estructuras con esta aplicación, permeación de

			combustible líquido y gaseoso, fuga de gas
<b>Fibra de vidrio/Epoxy</b>	Fabricación rentable, sustitución de tubos de acero susceptibles a la corrosión	Revestimientos en pozos direccionales de petróleo, cascos de barcos y turbinas eólicas	Ambiente difícil, pérdida de integridad estructural, entonces la durabilidad se convierte en un problema, grieta por fatiga
<b>Fibra de carbono/UHMWPE</b>	Baja absorción de humedad, resistente a corrosión química, alta resistencia a la abrasión y al impacto	Implantes médicos	Grietas por delaminación
<b>Fibra de vidrio/Viniléster</b>	Buena estabilidad química en agua de mar, bajo costo	Barcos de pesca y patrulleros, domos submarinos, pipas de agua y petróleo crudo	Grietas inducidas por el medio ambiente
<b>Fibra de vidrio/Poliéster</b>	Bajo costo, buena estabilidad química en agua de mar	Cascos de barcos, palas de aerogeneradores	Daño irreversible al compuesto como resultado de deterioro ambiental

# **CAPÍTULO 4**

# **METODOLOGÍA Y**

# **DESARROLLO**

# **EXPERIMENTAL**

Dentro de este capítulo de tesis se describen y desarrollan los métodos de manufactura, materiales seleccionados y normativas seleccionadas para la fabricación de los modelos y probetas necesarios para la realización de pruebas en materiales compuestos y aluminio para la obtención de resultados. Además de lo antes mencionado, también se muestra el proceso de simulación aplicados para la comparación de resultados teóricos y experimental. Este capítulo muestra los diagramas de flujo mediante los cuales se llevaron a cabo las actividades durante el proceso de desarrollo de esta tesis.

## **4.1. MATERIALES Y EQUIPO**

Dentro de la etapa de experimentación se realizó la manufactura de probetas con un laminado de fibra de carbono y resina epóxica en base a las normativas ASTM D3039 y D7136 donde posteriormente fueron probadas, utilizando este mismo material, se fabricaron dos laminados con la geometría de los perfiles alares SC (2)-0714 y GOE777-IL simulando los perfiles alares utilizados en un A380 y B777 respectivamente. El método de manufactura aplicado para probetas y perfiles fue laminado manual con curado por vacío.

En base a las normativas antes mencionadas también fue necesario la manufactura de fixturas como soporte para la colocación de los perfiles alares durante las pruebas de impacto, ya que los perfiles se colocaron en la zona de pruebas con un ángulo de 20°, esta angulación fue seleccionada en base al ángulo al que se encuentra el borde de ataque de una aeronave comercial durante la fase de despegue.

Para poder manufacturar los laminados con geometría de perfiles alares mencionados anteriormente, fueron necesarios cuatro moldes de espuma de alta densidad, los materiales y equipo necesario para la experimentación se muestra en las siguientes secciones, el concentrado de materiales y equipo necesario se encuentra en la tabla 4-1, mientras que la bomba para vacío utilizada se muestra en la figura 4.1.

Tabla 4-1. Materiales y equipo necesarios para los procesos de manufactura y pruebas.

MATERIALES	EQUIPO
Fibra de carbono	Máquina de pruebas universales
Resina epóxica	Cortadora de banco
Desmoldante	Máquina de impacto por gravedad
Espuma de alta densidad	Placa de vidrio
Gel coat	Equipo de vacío
Bondo	Rodillo para laminados



Figura 4.1. Bomba de vacío utilizada para el curado de laminados y perfiles alares.

Los materiales principales para la manufactura de los laminados y perfiles mencionados anteriormente son la fibra de carbono bidireccional 3K y la resina epóxica de baja viscosidad PRO SET LAM-125, a continuación, las secciones 4.1.1 y 4.1.2 mencionan las propiedades de los materiales por separado.

#### 4.1.1. Fibra de carbono 3K

El término de 3K utilizado en la fibra de carbono utilizada hace referencia al número de fibras minúsculas (filamentos) utilizados en una “mecha” del tejido biaxial de la fibra, 1K significa que posee 1,000 filamentos, 3K = 3,000 filamentos y así sucesivamente [55].

Las propiedades mecánicas de la fibra de carbono 3K (figura 4.2) utilizada pueden observarse en la tabla 4-2.



Figura 4.2. Fibra de carbono bidireccional 3K utilizada en probetas y perfiles alares.

Tabla 4-2. Propiedades de fibra de carbono utilizada [56].

PROPIEDADES	VALOR
<i>Filamentos</i>	3K
<i>Módulo de tensión</i>	2.27 – 2.40 MPa [33 - 34.9 MSI]
<i>Elongación</i>	1.4 – 1.95 %
<i>Resistencia a tensión</i>	4,205.8 – 4,738.17 MPa [610 – 635 KSI]
<i>Longitud del rollo</i>	91.44 m [100 yd]
<i>Peso</i>	183.09 – 200.04 gr/m <sup>2</sup> [5.4 – 5.9 oz/y <sup>2</sup> ]
<i>Espesor</i>	0.304 mm [0.012 in]
<i>Color</i>	Negro

#### 4.1.2. Resina epóxica utilizada

Para la manufactura de las probetas de impacto y tensión fue utilizada la resina epóxica de baja viscosidad PRO SET LAM-125, mientras que para los perfiles alares se utilizó el mismo tipo de resina epóxica de baja viscosidad, pero de marca West System 209. A continuación, las secciones 4.1.2.1 y 4.1.2.2 mencionan las propiedades de cada una de ellas.

#### 4.1.2.1. Pro set lam-125

La resina epóxica utilizada es una resina de baja viscosidad, que en conjunto con el catalizador PRO SET LAM-229 de curado lento, crean una combinación óptima para laminados manuales, con aplicación de vacío y por infusión, ya que se tienen varias horas de trabajo antes del inicio de curado de la resina, lo que la hace buena opción para usarse en piezas grandes o con los métodos antes mencionados.

En la figura y tabla 4-3 se observa la resina utilizada y sus propiedades mecánicas respectivamente.



Figura 4.3. Resina y catalizador PRO SET utilizados en laminados para probetas.

Tabla 4-3. Propiedades de resina epóxica PRO SET LAM-125[57].

PROPIEDADES GENERALES	
<b>Tiempo de trabajo 500gr (25°C)</b>	72-90 min
<b>Viscosidad de mezcla (25 °C)</b>	525 cP
<b>Proporción de mezcla</b>	3:1
<b>Densidad curada</b>	1.15 g/cc (9.62 lb/gal)
PROPIEDADES MECÁNICAS	
<b>Dureza</b>	91 tipo D
<b>Resistencia a tensión 25 °C</b>	61 MPa (8,850 psi)
<b>Elongación por tensión 25 °C</b>	1.9%
<b>Resistencia a flexión 25 °C</b>	101 MPa (14,600 psi)
PROPIEDADES TÉRMICAS	

<i>Temperatura de deflexión térmica</i>	54 °C (129.2 °F)
---	------------------

#### 4.1.2.2. West System 105

La resina West System 105 es una resina epóxica de baja viscosidad, que en conjunto con el catalizador West System 209 de curado lento, crean una combinación óptima para laminados manuales, con aplicación de vacío y por infusión, ya que se tiene aproximadamente de sesenta a noventa minutos antes del inicio de curado de la resina, lo que la hace buena opción para usarse en piezas grandes o con geometrías complicadas

A continuación, la figura y tabla 4-4 se observa la resina utilizada y sus propiedades mecánicas respectivamente.



Figura 4.4. Resina epóxica y catalizador utilizados en manufactura de perfiles alares.

Tabla 4-4. Propiedades de resina epóxica West System 109 [58].

PROPIEDADES GENERALES	
<b>Tiempo de trabajo 100gr (22.22 °C)</b>	9 – 12 min
<b>Viscosidad de mezcla (22.22 °C)</b>	975 cP
<b>Proporción de mezcla</b>	5:1
PROPIEDADES MECÁNICAS	
<b>Dureza</b>	83 tipo D
<b>Resistencia a tensión ASTM D638</b>	54.46 MPa (7,900 psi)
<b>Elongación por tensión ASTM D-638</b>	3.4 %
<b>Resistencia a flexión ASTM D-790</b>	97.21 MPa (14,100 psi)

PROPIEDADES TÉRMICAS	
<i>Temperatura de deflexión térmica</i>	47.7 °C (118 °F)

## 4.2. DISEÑO DE FIXTURAS PARA MANUFACTURA Y PRUEBAS EN PERFILES ALARES

### 4.2.1. Fixtura para laminado de perfiles

Para la manufactura de los perfiles alares fue necesaria la construcción de una fixtura para sujetar los perfiles alares, ya que por su compleja geometría no era posible mantenerlos verticales al momento del laminado. Los materiales utilizados para la fixtura se muestran en la tabla 4-5 y este mismo puede observarse en la figura 4.5.

*Tabla 4-5. Materiales utilizados para fixtura.*

MATERIAL	CANTIDAD
<i>Tornillo sin fin</i>	2
<i>Ángulo de acero</i>	2
<i>Tuerca</i>	4
<i>Tuerca de mariposa</i>	2
<i>Rondaba</i>	8



*Figura 4.5. Fixtura diseñada para la manufactura de perfiles alares.*

#### 4.2.2. Fixtura para pruebas de impacto

Para la realización de las pruebas de impacto en los perfiles alares SC (2)-0714 y GOE777-IL fabricados con material compuesto, donde se utilizó la máquina establecida por la norma ASTM D7136 en las instalaciones del laboratorio de Ingeniería Aeroespacial, fue necesario diseñar una fixtura para sujetar el perfil al ángulo establecido anteriormente, ya que por la geometría del perfil alar no era posible que se mantuviera por si solo en la angulación necesaria ( $20^\circ$ ).

La fixtura contó con las siguientes dimensiones: 63.5 x 114.3 mm (2.5 x 4.5 in), y resultó con una altura total de 55.62 mm (2.19 in), la figura 4.6 muestra la fixtura mencionada anteriormente colocada en la máquina de impacto.

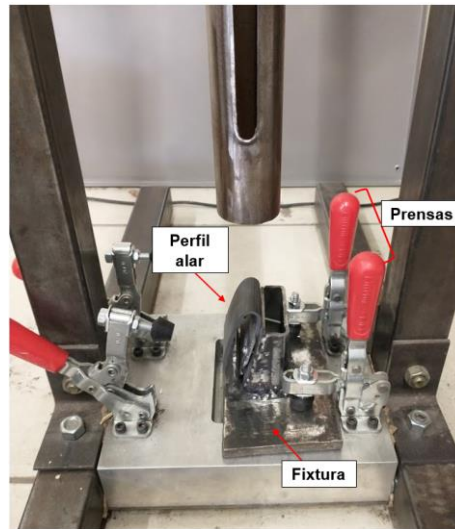


Figura 4.6. Fixtura colocada en área de prueba sujetando perfil alar.

### 4.3. PROCESOS DE MANUFACTURA DE LAMINADOS

Utilizando los materiales mencionados en la sección anterior, se realizarán laminados para probetas y perfiles alares, las probetas serán basadas en las normativas ASTM D7136 y D3039, mientras que los perfiles alares manufacturados estarán basados en la geometría de los perfiles GOE777-IL y SC (2)-0714. A continuación, en los siguientes apartados se muestran los métodos utilizados para estos procesos, así como sus resultados.

En total se manufacturaron dos diferentes tipos de probetas, la primera de ellas para la realización de pruebas de tensión en materiales compuestos bajo la norma ASTM D3039, mientras que la segunda fue para la norma D7136 para pruebas de impacto en compuestos por caída libre, en los anexos de la presente tesis se encuentran los planos de cada una de las probetas, sin embargo, para fines prácticos en las figuras 4.7 y 4.8 se puede observar la geometría y dimensiones más significativas de cada una.

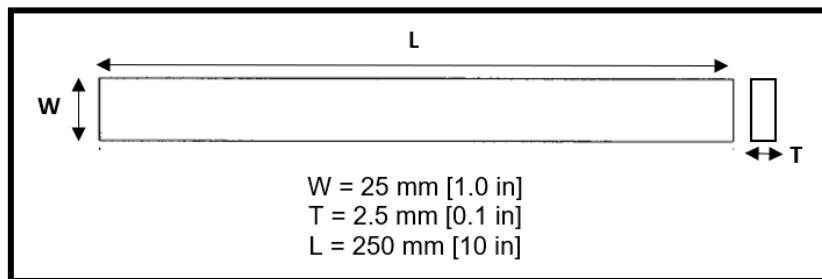


Figura 4.7. Geometría y dimensiones de probetas en base a norma ASTM D3039 [59].

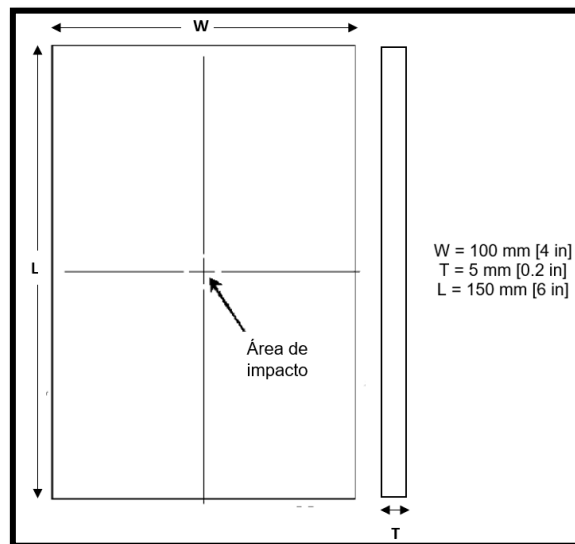


Figura 4.8. Geometría y dimensiones de probetas bajo la norma ASTM D7136 [60].

#### 4.3.1. Probetas para prueba de tensión ASTM D3039

Para la manufactura de probetas para la prueba de tensión se realizó un laminado de seis capas de fibra de carbono bidireccional y resina epóxica con un acomodo de capas de [(+45,-

45)/(0,90)]<sub>2S</sub> basado en el arreglo propuesto por la norma ASTM D7136 [60] y al trabajo de G. Batra sobre los ángulos de un laminado en compuestos [61]; utilizando el método de manufactura por vacío, la tabla 4-6 muestra los materiales y herramientas necesarias para la realización de las probetas.

Tabla 4-6. Materiales y equipo necesario para laminado de probetas de material compuesto.

MATERIALES	EQUIPO
Fibra de carbono	Cortadora de banco
Resina epóxica	Placa de vidrio
Desmoldante	Rodillo para laminado
Catalizador	Equipo de vacío

La manufactura para las probetas de tensión se inició mediante el delineado y corte de la fibra de carbono. La figura 4.9 muestra la fibra de carbono y las herramientas necesarias para el proceso de corte, delineado y corte de la misma. Ya que fue necesario el corte de la fibra a  $[\pm 45^\circ]$  se creó una plantilla para optimizar el tiempo del proceso de corte.

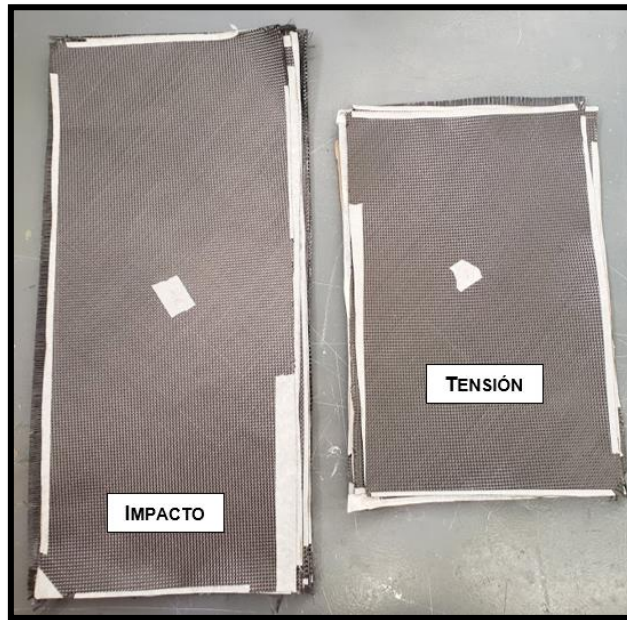


a)

b)

Figura 4.9. Proceso de corte, a) material y herramientas necesarias para proceso de corte, b) corte de fibra.

Al final, para cada laminado se utilizaron dimensiones diferentes en base a su respectiva normativa ASTM, la figura 4.10 hace muestra la diferencia dimensional entre ambas.



*Figura 4.10. Fibra de carbono cortada para la manufactura de probetas de impacto y tensión.*

El proceso de laminación de probetas inició con la preparación de la superficie a utilizar como base, fue de suma importancia remover de la superficie cualquier impureza para que al momento de manufacturar el laminado este no fuera afectado estéticamente, ya que la normativa ASTM D3039 menciona que incluso los defectos superficiales en un laminado pueden causar alteraciones en los resultados de las pruebas mecánicas. Para este paso se utilizó diluyente y una espátula metálica, en la figura 4.11 se observa el antes y después de la superficie.



a)

b)

*Figura 4.11. Superficie para laminado, a) antes de limpieza, b) posterior a limpieza.*

El siguiente paso se aplicaron cinco capas de cera desmoldante para una vez curado poder retirar el laminado con mayor facilidad. La figura 4.12 muestra la placa con las cinco capas de cera aplicadas.



*Figura 4.12. Superficie para laminado, a) aplicación de cera desmoldante, b) superficie con 5 capas aplicadas.*

Posteriormente se reunió el material necesario para el curado de la pieza a vacío, el cual se observa en la figura 4.13, se inició con el proceso de manufactura de los mismos para las probetas bajo la ASTM D3039 y D7136.



*Figura 4.13. Materiales, equipo y herramientas para laminado con aplicación de vacío, de abajo hacia arriba, 1) bagging film (café), 2) breather (blanca), 3) release peel ply (verde).*

El proceso de manufactura inició adhiriendo la cinta doble cara en la placa donde se realizó el laminado (figura 4.14), posteriormente se realizó la mezcla de resina epóxica y catalizador, se utilizó resina epóxica de baja viscosidad PRO-SET LAM -125 y catalizador de la misma marca LAM-229. La tabla 4-7 contiene los valores referentes a cantidades, tiempos de curados y porcentajes de resina utilizados en los laminados de probetas para tensión e impacto, la relación de resina-secante utilizada de 3:1 fue la establecida por el fabricante.



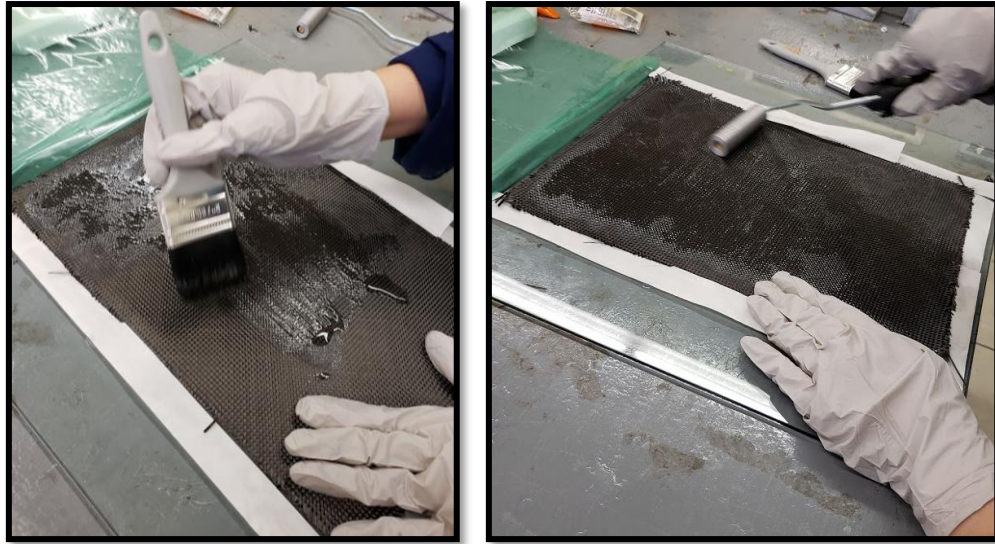
Figura 4.14. Adhesión de cinta doble cara en superficie y bolsa de vacío para proceso de vacío.

Tabla 4-7. Valores referentes al uso de la resina epóxica utilizada en los laminados para probetas.

LAMINADO	RELACIÓN RESINA-SECANTE	TIEMPO DE INICIO DE CURADO (min)	TIEMPO DE CURADO (hrs)	CANTIDAD DE RESINA UTILIZADA (gr)
<i>Tensión</i>	3:1	50	24-36	251
<i>Impacto</i>	3:1	120	24-36	550*

\*La cantidad de resina utilizada para el laminado de probetas de impacto fue para los dos laminados a manufacturar.

Se inició con la manufactura del laminado colocando capas de fibra de carbono y aplicando resina epóxica en cada una de ellas con brocha y rodillo para ayudar en la distribución uniforme de la resina, así como eliminar excesos. Este proceso se encuentra en la figura 4.15 a continuación

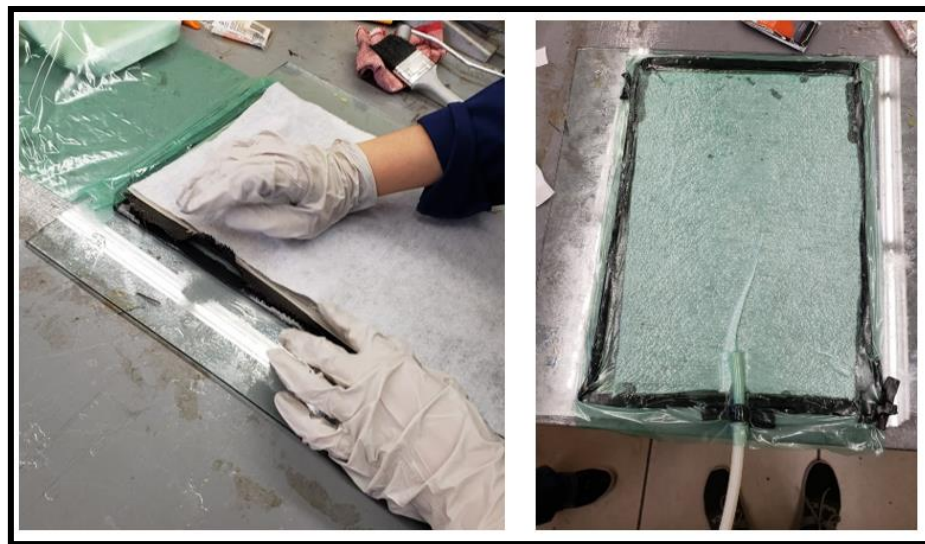


a)

b)

Figura 4.15. Manufactura manual en laminado a) aplicación con brocha, b) distribución con rodillo.

El siguiente paso fue la colocación de las capas de breather, release film y reléase peel ply sobre el laminado, donde finalmente se selló la bolsa de vacío y se inició la extracción de aire, resultando una placa como la que muestra la figura 4.16.



a)

b)

Figura 4.16. Proceso de curado por vacío, a) aplicación de release peel ply y breather a laminado, b) aplicación de vacío a laminado.

El tiempo de curado fue de aproximadamente treinta y seis horas, posteriormente se desmoldó el laminado, la figura 4.17 muestra el acabado superficial del laminado.

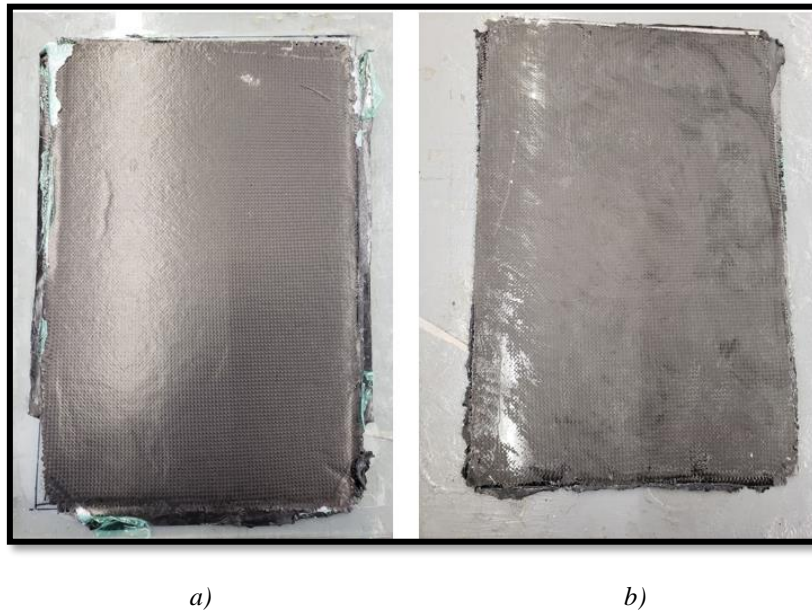


Figura 4.17. Laminado de 6 capas de fibra de carbono bidireccional y resina epóxica, a) vista frontal, b) vista posterior.

Posteriormente se procedió a remover el excedente con ayuda de un Dremel®, y con una sierra de banco se escuadró el laminado, con ello se obtuvieron las probetas de tensión, el proceso se desarrolla en la figura 4.18.

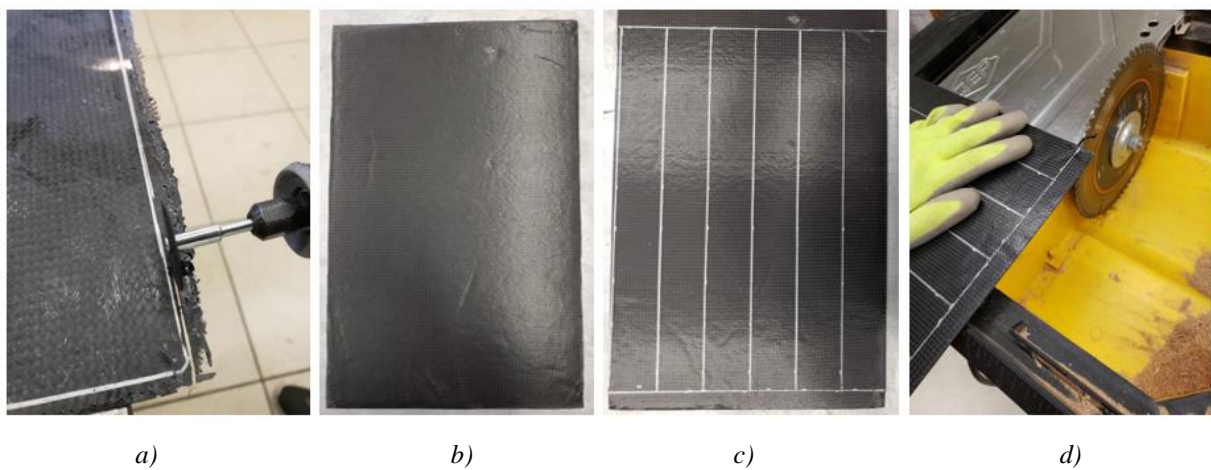
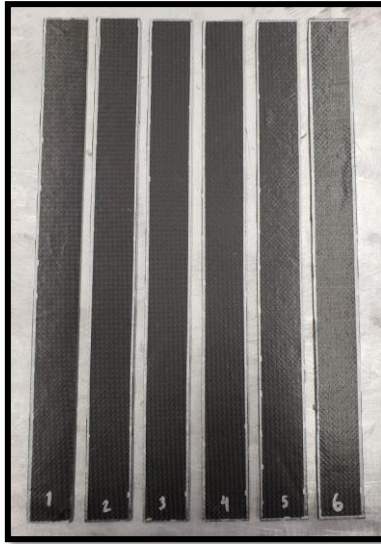


Figura 4.18. Escuadrado de extremos en laminado, a) herramienta rotativa utilizada, b) laminado sin excedentes, c) delineado de geometría de las probetas, d) corte de probetas en sierra de banco.

Al finalizar se obtuvieron como resultado las probetas que se observan en la figura 4.19.



*Figura 4.19. Probetas para tensión posterior al corte.*

Con ayuda de un vernier se continuó al dimensionamiento de las probetas, obteniendo así los valores de espesor, ancho y longitud (total y calibrada), así como promedio y desviación estándar. Finalizado esto, se delineó el área calibrada o de prueba en las probetas. A continuación, la tabla 4-8 presenta un concentrado dimensional de las probetas, mientras que en la figura 4.20 muestra el dimensionamiento y área de prueba de las probetas.

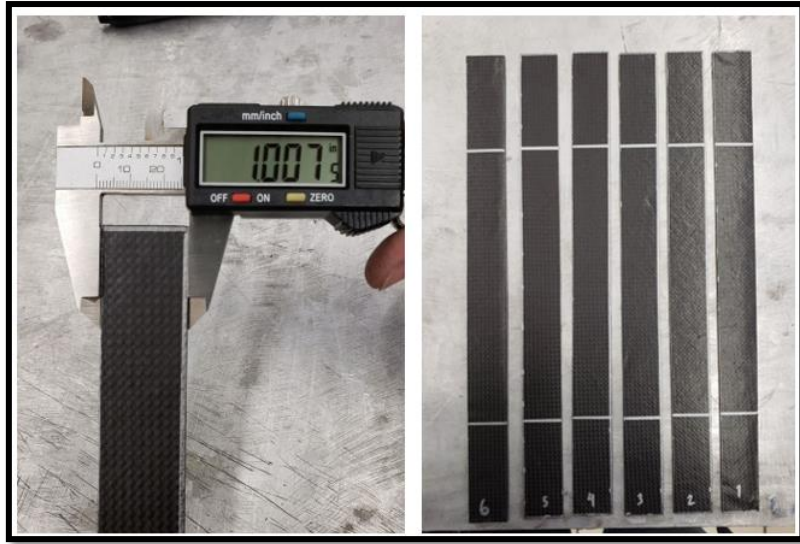


Figura 4.20. Probetas de tensión, a) dimensionamiento, b) delineado de área de prueba.

Tabla 4-8. Concentrado dimensional de probetas para tensión.

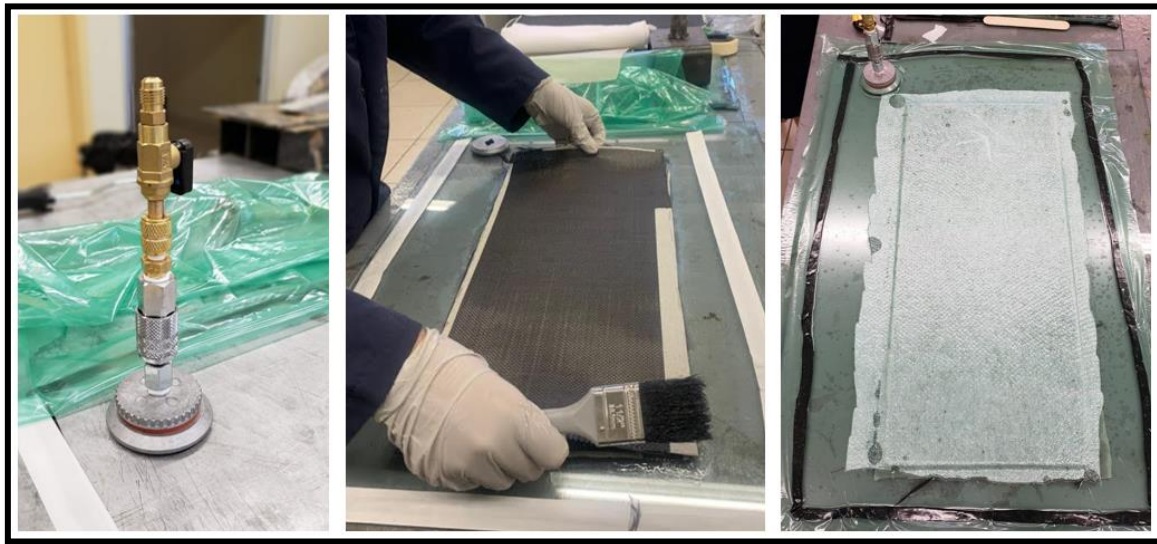
NO. DE PROBETA	ANCHO mm [in]	LONGITUD TOTAL mm [in]	LONGITUD CALIBRADA mm [in]	ESPELOR mm [in]	PESO gr
1	25.57 [1.003]	304.8 [12]	176.02 [6.93]	1.62 [0.064]	16
2	25.55 [1.006]	304.8 [12]	176.02 [6.93]	1.70 [0.067]	17
3	25.57 [1.007]	305.05 [12.01]	177.8 [7]	1.70 [0.067]	17
4	25.45 [1.002]	305.05 [12.01]	177.8 [7]	1.72 [0.068]	18
5	25.70 [1.012]	305.30 [12.02]	177.8 [7]	1.67 [0.066]	17
6	25.67 [1.011]	305.56 [12.03]	177.8 [7]	1.65 [0.065]	17
<i>Promedio</i>	25.55 [1.006]	305.07 [12.01]	177.19 [6.976]	1.68 [0.066]	17
<i>Desviación estándar</i>	0.10 [0.004]	0.27 [0.011]	0.91 [0.036]	0.02 [0.001]	16.05 [0.632]

#### 4.3.2. Probetas para pruebas de impacto ASTM D7136.

El método de manufactura manual se aplicó a todos los laminados realizados. Para las probetas de impacto se realizaron dos laminados con diez capas de fibra de carbono bidireccional y resina epóxica con una orientación de  $[0, \pm 45, 90]$ .

La manufactura de ambos laminados comenzó con la aplicación de cera desmoldante en las superficies a utilizar, se realizó el arreglo de resina-catalizador para los dos laminados, de esta forma el proceso de curado y propiedades de resina en ambos laminados fueron los mismos.

Una vez que se tuvo la resina, fibra y superficies listas se colocaron las conexiones para la bomba de vacío, ya que en el laminado de las probetas para pruebas de tensión se tuvo pérdida de vacío por el método de conexión seleccionado, se decidió utilizar una válvula de paso y un conector dentro de la bolsa para aminorar la pérdida de vacío durante el curado de los laminados. En la figura 4.21 se observa la conexión utilizada de la bolsa de vacío a la válvula y la manguera conectada a la bomba de vacío, así como uno de los laminados dentro de la bolsa para vacío.



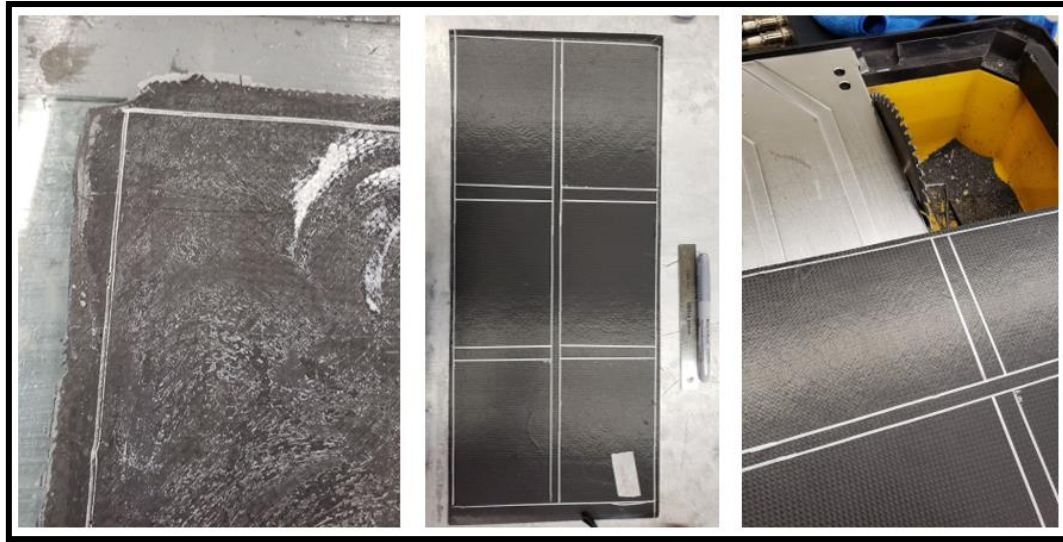
a)

b)

c)

*Figura 4.21. Manufactura de probetas para impacto, a) conexión utilizada para bomba de vacío, b) aplicación de capas de fibra de carbono y resina, c) laminado dentro de bolsa de vacío.*

Al pasar aproximadamente treinta y seis horas se realizó la extracción del laminado de la bolsa de vacío y se continuó a escuadrar, marcar y cortar las probetas tal como se realizó con las probetas de tensión. La figura 4.22 realiza un seguimiento visual de los procesos antes mencionados.



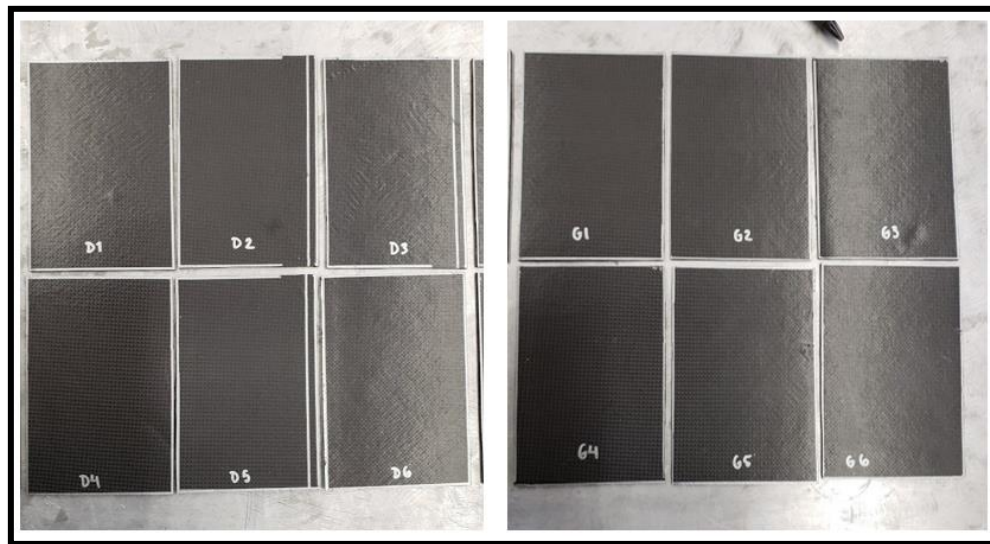
a)

b)

c)

Figura 4.22. Preparación de laminado para probetas de impacto, a) escuadrado de laminado, b) delineado de probetas, c) corte de probetas con sierra de banco.

El resultado final de las doce probetas para impacto, seis para utilizar con una energía para drones y seis para energía con granizo se muestra en la figura 4.23.



a)

b)

Figura 4.23. Probetas para impacto, a) con energía de impacto aplicada de drones, b) con energía de impacto aplicada de granizo.

De la misma forma se realizó el dimensionamiento de las probetas con ayuda de un vernier, la tabla 4-9 contiene los valores de las probetas para granizo, mientras que la 4-10 contiene los valores de las probetas para drones.

*Tabla 4-9. Concentrado dimensional de probetas para impacto por granizo.*

<b>PROBETA</b>	<b>ANCHO mm [in]</b>	<b>LARGO mm [in]</b>	<b>ESPELOR mm [in]</b>	<b>PESO gr</b>
<b>G1</b>	101.6 [4]	152.73 [6.013]	2.94 [0.116]	61
<b>G2</b>	102.08 [4.019]	152.73 [6.013]	2.92 [0.115]	61
<b>G3</b>	101.95 [4.014]	152.67 [6.011]	2.92 [0.115]	61
<b>G4</b>	101.82 [4.009]	152.73 [6.013]	2.87 [0.113]	61
<b>G5</b>	102.13 [4.021]	152.78 [6.015]	2.89 [0.114]	61
<b>G6</b>	101.93 [4.013]	152.88 [6.019]	2.87 [0.113]	60
<b>Promedio</b>	101.90 [4.012]	152.75 [6.014]	2.89 [0.114]	60.83
<b>Desviación estándar</b>	0.17 [0.007]	0.05 [0.002]	0.02 [0.001]	10.36 [0.408]

*Tabla 4-10. Concentrado dimensional de probetas para impacto por drones.*

<b>PROBETA</b>	<b>ANCHO mm [in]</b>	<b>LARGO mm [in]</b>	<b>ESPELOR mm [in]</b>	<b>PESO gr</b>
<b>D1</b>	102.03 [4.017]	152.52 [6.005]	3.048 [0.120]	62
<b>D2</b>	101.65 [4.002]	152.83 [6.017]	3.07 [0.121]	62
<b>D3</b>	101.16 [3.983]	152.65 [6.01]	3.12 [0.123]	62
<b>D4</b>	101.95 [4.014]	152.65 [6.01]	3.09 [0.122]	62
<b>D5</b>	101.67 [4.003]	152.57 [6.007]	3.09 [0.122]	62
<b>D6</b>	101.54 [3.998]	152.01 [5.985]	3.09 [0.122]	62
<b>Promedio</b>	101.65 [4.002]	152.52 [6.005]	3.07 [0.121]	62
<b>Desviación estándar</b>	0.30 [0.012]	0.254 [0.010]	[0.001]	0

### **4.3.3. Manufactura de moldes para perfiles alares**

La finalidad de la manufactura de los moldes fue para poder fabricar con ellos el perfil alar de material compuesto. Se manufacturaron dos moldes positivos utilizando como material base espuma de alta densidad; en la sección 4.3.2.1 se desarrolla su proceso de manufactura.

#### **4.3.3.1. Moldes positivos**

Para el proceso de manufactura del laminado del perfil alar se decidió fabricar dos moldes, cada uno conformado por dos partes, uno para cada perfil alar; estos están compuestos por una parte negativa y otra positiva, en ellos se manufacturaron los laminados para los perfiles alares GOE777-IL y SC (2)-0714.

A continuación, la figura 4.24 muestra el diagrama de flujo utilizado para el proceso de fabricación de los moldes.

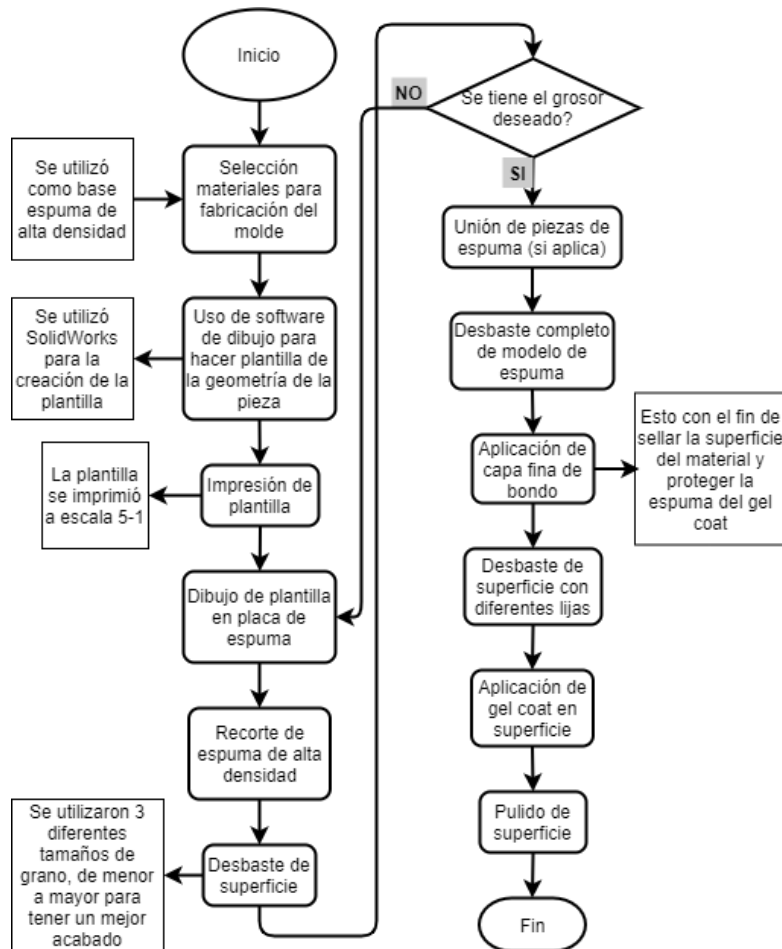
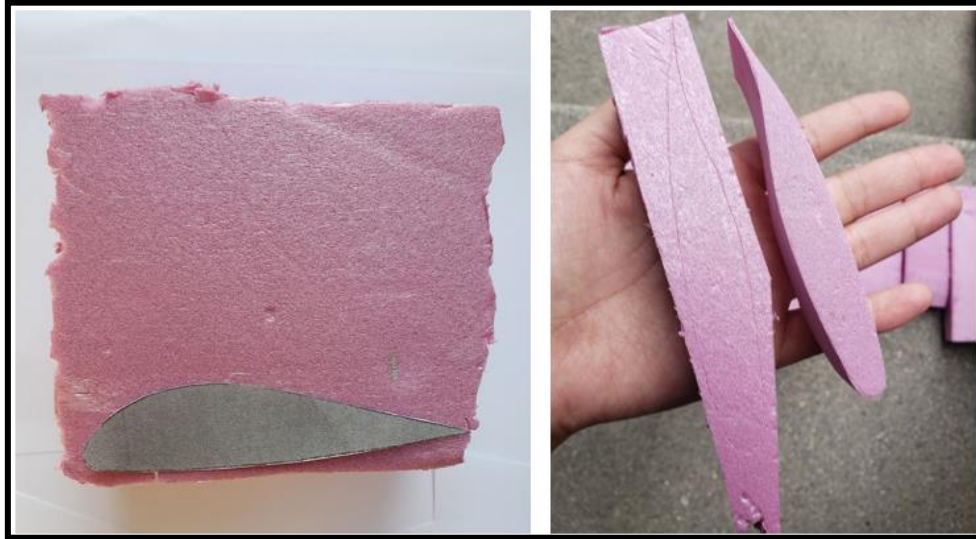


Figura 4.24. Diagrama de flujo de manufactura de molde.

El primer molde realizado fue el removible positivo de espuma de alta densidad con la geometría de los perfiles GOE777-IL y SC (2)-0714. En base al diagrama anterior, la manufactura de los mismos, inició colocando una impresión a escala 5-1 (en base a las dimensiones originales del archivo del perfil [62][63]) de los perfiles sobre la superficie de la espuma de alta densidad

como muestra la figura 4.25, posteriormente se delineó la geometría en el perfil y se recortó en la espuma.



*Figura 4.25. Manufactura de moldes, a) plantilla de perfil GOE777-IL en espuma para delineado, b) perfil SC (2)-0714 antes y después del corte.*

Una vez que se tuvieron las diez secciones individuales de los dos modelos de perfiles alares, con la ayuda de lijas con diferente tamaño de grano se desbastó la superficie de cada una hasta que esta fuera uniforme al tacto y se unieron las diez secciones, el resultado de este proceso se observa en la figura 4.26.



Figura 4.26. Molde positivo con secciones de perfiles unidas y desbastadas, a) perfil GOE777-IL, b) perfil SC (2)-0714.

En la figura 4.27 se observa la importancia del proceso de desbaste individual, así como en conjunto, ya que en el apartado a) de la figura se observan irregularidades superficiales, mientras que en el b) (posterior al desbaste) se observa una superficie uniforme.

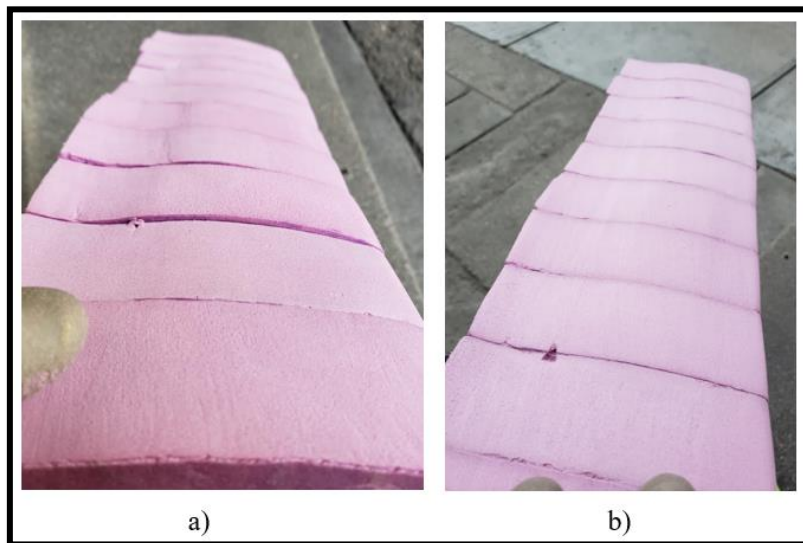


Figura 4.27. Perfil SC (2)-0714, a) perfil sin desbaste, b) perfil pulido.

Al tener todas las secciones unidas, se continuó con la aplicación de una ligera capa de resanador multiusos para reducir en lo posible la porosidad e irregularidades en la superficie (figura 4.28 a y b).



*Figura 4.28. Perfiles con aplicación de resanador, a) GOE777-IL, b) SC (2)-0714.*

Posteriormente se desbastó el resanador con la ayuda de las mismas lijas utilizadas para el acabado de la espuma, iniciando con lijas de grano medio y concluyendo con lijas de grado fino para que la superficie resultara lo más tersa posible, el resultado de este proceso se observa en la figura 4.29.



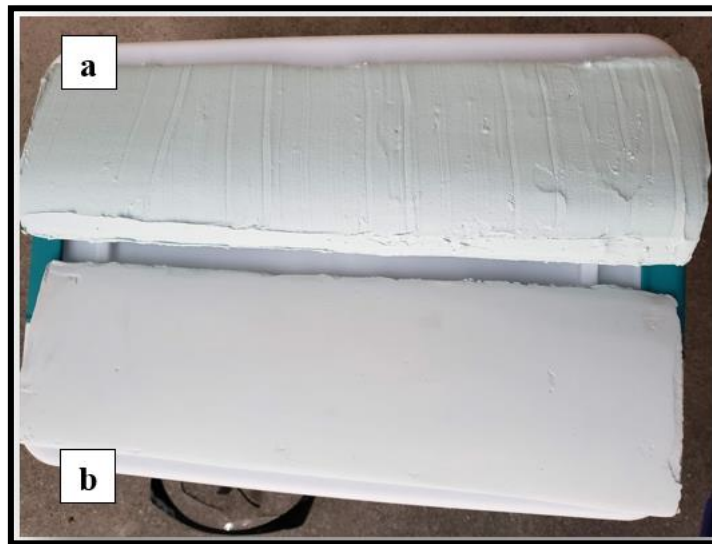
*Figura 4.29. Perfil SC (2)-0714 con superficie pulida.*

Posterior a la aplicación de resanador, se colocó una capa de bondo en ambos perfiles, esto con el fin de que la espuma no sufriera daños al aplicar la última capa (gel coat) sobre los perfiles. La aplicación del bondo se llevó a cabo con la ayuda de cuñas, al igual que se hizo con el resanador multiusos. La figura 4.30 muestra la aplicación del bondo en los perfiles.



*Figura 4.30. Aplicación de bondo en perfil.*

La figura 4.31 se utiliza como referencia para poder realizar una comparación del perfil a) con la capa de bondo una vez curada y el perfil b) con la capa de bondo curada y desbastada, ya que de esta forma se aprecia mejor la diferencia del acabado superficial de ambas.



*Figura 4.31. Perfiles con capa de bondo, a) superficie curada, b) superficie curada y desbastada.*

Al finalizar el proceso de desbaste se aplicó en las áreas con pequeñas imperfecciones una pasta para resanar bondo de secado rápido (figura 4.32), se desbastó nuevamente la superficie con lijas de mayor a menor grado abrasivo hasta que quede lo más uniforme posible, la figura 4.13

a muestra el perfil con la pasta aplicada, mientras que la b muestra el perfil con la pasta una vez pulida.



a)

b)

*Figura 4.32. Uso de pasta de secado rápido perfil con pasta resanadora, a) aplicación de pasta, b) pasta pulida.*

Como última capa de material, se aplicó con brocha una capa de gel coat para sellar la superficie del perfil aplicando la relación gel coat – secante recomendada por el fabricante, se utilizó 1gr de secante por 63 gr de gel coat (figura 4.33), aplicando el secante con una jeringa y el gel coat con la ayuda de una báscula para mayor precisión.



*Figura 4.33. Aplicación de gel coat a molde.*

A continuación, en la figura 4.34 se observan ambos perfiles con la capa de gel coat aplicada sobre su superficie.



*Figura 4.34. Perfiles alares con recubrimiento de gel coat.*

Por último, se desbastó la superficie de gel coat con lijas de diferentes tamaños de grano yendo de grano medio a fino, el acabado final se muestra en la figura 4.35.



*Figura 4.35. Perfil alar de espuma recubierto con gel coat.*

El cuidado que se tuvo en la superficie del molde de espuma es debido a que en base a esta obtendrá el molde negativo, y utilizando ambos se podrán manufacturar los perfiles alares de fibra de carbono y resina epóxica, por lo que, para que el laminado tenga una superficie lisa y no sea necesario ningún retrabajo es de suma importancia que las superficies de ambos moldes (positivo y negativo) tengan una superficie lo más uniforme posible.

En total fueron necesarios diez perfiles de espuma de aproximadamente 25.4 mm (1 in) de espesor para la construcción final del molde, el perfil alar resultante de este molde tuvo un largo aproximado de 50.8 mm (2 in), la longitud de 254 mm (10 in) su objetivo de manufactura fue el poder tener entre cinco y seis perfiles alares en un mismo proceso para que las propiedades de los mismos se mantuvieran lo más similar posible, y así se redujeron las probabilidades de obtener resultados con discrepancias significativas.

#### 4.3.4. Manufactura de perfiles alares

El proceso de selección de los perfiles alares se llevó a cabo comparando las aeronaves comerciales que utilizan un mayor porcentaje de material compuesto en su estructura (estas aeronaves se muestran en la sección 3.2), los modelos seleccionados fueron: el A380 y B777 fabricados con un 25% y 11% de material compuesto respectivamente. Mediante el proceso de búsqueda y comparación de perfiles en diversas bases de datos, desde Airfoil Tools hasta NASA, se encontró que los perfiles más parecidos a los utilizados en esas aeronaves eran el GOE777-IL para el B777, y el SC (2)-0714 para el A380. Los perfiles antes mencionados se muestran a continuación en las figuras 4.36 y 4.37, las dimensiones y geometría base de dichos perfiles fueron obtenidos de la base de datos Airfoil Tools, en base a ello se creó el modelo en SolidWorks [63].

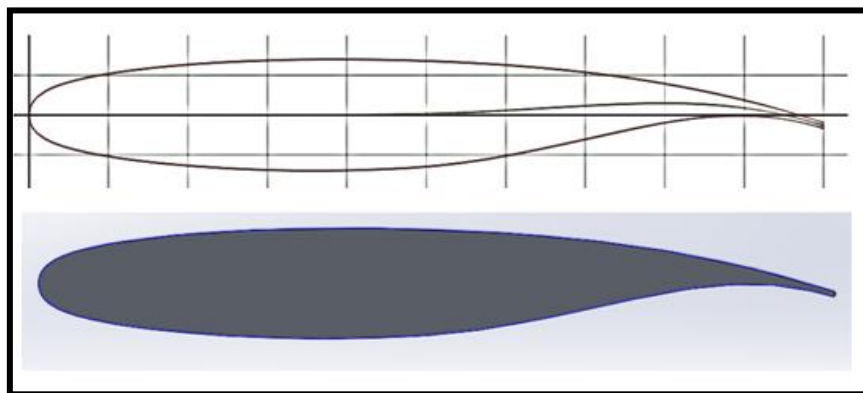


Figura 4.36. Perfil alar SC (2)-0714. imagen superior geometría obtenida de Airfoil Tools, imagen inferior modelo de SolidWorks [63].

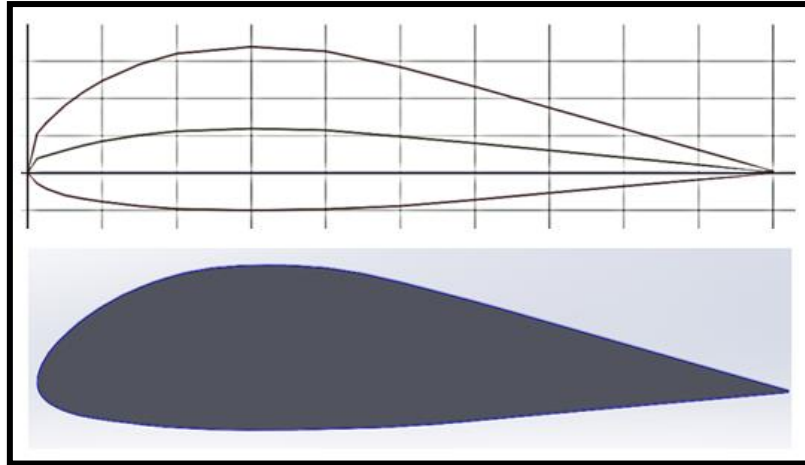


Figura 4.37. Perfil alar GOE777-IL, imagen superior geometría obtenida de Airfoil Tools, imagen inferior modelo de SolidWorks [62].

El proceso de manufactura de ambos perfiles alares fue el mismo utilizado en las probetas de tensión e impacto, dicho proceso se inició marcando y cortando la fibra de carbono, posteriormente se colocó en el molde del perfil alar en la fixtura para manufactura cuidando de colocarlo lo más elevado posible y cuidando la presión aplicada al cerrar la fixtura para no dañar el molde. La figura 4.38 a continuación muestran el molde sujeto en la fixtura.



Figura 4.38. Colocación de molde GOE777-IL en fixtura para manufactura.

Para no dañar la bolsa y se presentaran fugas al aplicar el vacío, fueron colocadas protecciones en las esquinas de los ángulos de acero y las orillas de los tornillos sin fin (figura 4.39).



Figura 4.39. Protecciones aplicadas a fixtura para no dañar la bolsa de vacío.

Se colocaron cinco capas de cera desmoldante sobre el molde con ayuda de estopa, esperando a que secase una antes de colocar la siguiente. Posteriormente se colocó la cinta doble cara para vacío alrededor del área de la fixtura y se inició con la mezcla de resina y catalizador a utilizar.

Se manejó resina epóxica West System® 105 y catalizador West System® 209 empleando una relación de 3.5:1; una vez completamente mezclado se inició con la aplicación de una capa delgada de resina epóxica en el molde y posteriormente se fueron colocando las láminas de fibra de carbono, esparciendo la resina epóxica con brocha y apoyándose de un rodillo para distribuirla de manera uniforme, una vez colocadas las diez láminas se colocaron los complementos para el proceso de embolsado y curado a vacío; la tabla 4-11 muestra los datos, mientras que en la figura 4.40 y 4.41 se muestra su proceso de manufactura.

Tabla 4-11. Valores de resina epóxica aplicados en la manufactura.

LAMINADO	RELACIÓN RESINA-SECANTE	TIEMPO DE INICIO DE CURADO (min)	TIEMPO DE CURADO (hrs)	CANTIDAD DE RESINA UTILIZADA (gr)
<i>Perfiles alares</i>	3.5:1	70	24-36	200



Figura 4.40. Distribución de resina epóxica con rodillo para laminados en perfil GOE777-IL.



a)

b)

Figura 4.41. Mejora en bolsa de vacío, a) bolsa sellada antes de aplicar vacío, b) bolsa con vacío aplicado.

Se dio un tiempo aproximado de treinta y seis horas para el curado de ambos perfiles alares, una vez pasado este tiempo, fueron desmoldados cuidando la fuerza aplicada para no dañar el laminado y el molde, en la figura 4.42 puede observarse el resultado final de ambos perfiles.



a)

b)

Figura 4.42. Perfiles curados y desmoldados, a) GOE777-IL, b) SC (2)-0714.

Una vez desmoldados se recortaron los excesos de fibra y resina en los extremos de los perfiles, posteriormente se marcaron las secciones de cada perfil, los cortes de estas se llevaron a cabo con la ayuda de un Dremel®, en la figura 4.43 se desarrollan los procesos antes descritos.



a)

b)

Figura 4.43. Perfiles alares, a) delineado de secciones de perfiles alares, b) corte de secciones.

En total se obtuvieron doce perfiles de aproximadamente 50.8 mm (2 in), seis secciones para cada tipo de perfil alar. A continuación, las tablas 4-12 y 4-13 contienen las medidas obtenidas de cada uno de los perfiles alares.

Tabla 4-12. Dimensiones de perfil alar SC (2)-0714.

NO. DE PERFIL	ANCHO mm [in]	CUERDA mm [in]	ESPELOR DE PERFIL mm [in]	ESPELOR DEL MATERIAL mm [in]
<i>A1</i>	53.594 [2.110]	78.460 [3.089]	24.968 [0.983]	3.327 [0.131]
<i>A2</i>	53.365 [2.101]	77.292 [3.043]	25.679 [1.011]	3.403 [0.134]
<i>A3</i>	53.060 [2.089]	78.536 [3.092]	26.238 [1.033]	3.251 [0.128]
<i>A4</i>	54.635 [2.151]	78.562 [3.093]	26.593 [1.047]	3.022 [0.119]
<i>A5</i>	54.660 [2.152]	78.892 [3.106]	26.695 [1.051]	3.251 [0.128]
<i>A6</i>	54.127 [2.131]	79.171 [3.117]	26.644 [1.049]	2.997 [0.118]
<i>Promedio</i>	53.898 [2.122]	78.486 [3.090]	26.136 [1.029]	3.200 [0.126]
<i>Desviación estándar</i>	0.660 [0.026]	0.635 [0.025]	0.685 [0.027]	0.152 [0.006]

Tabla 4-13. Dimensiones de perfil alar GOE777-IL.

NO. DE PERFIL	ANCHO mm [in]	CUERDA mm [in]	ESPELOR DEL PERFIL mm [in]	ESPELOR DEL MATERIAL mm [in]
<i>B1</i>	52.730 [2.076]	76.073 [2.995]	33.451 [1.317]	3.403 [0.134]
<i>B2</i>	52.679 [2.074]	74.549 [2.935]	33.197 [1.307]	3.657 [0.144]
<i>B3</i>	55.041 [2.167]	75.565 [2.975]	33.223 [1.308]	3.378 [0.133]
<i>B4</i>	55.473 [2.184]	74.345 [2.927]	33.629 [1.324]	3.454 [0.136]
<i>B5</i>	53.949 [2.124]	75.260 [2.963]	33.629 [1.324]	3.606 [0.142]
<i>B6</i>	52.451 [2.065]	75.336 [2.966]	33.782 [1.330]	3.276 [0.129]
<i>Promedio</i>	53.721 [2.115]	75.361 [2.967]	33.477 [1.318]	3.454 [0.136]
<i>Desviación estándar</i>	1.295 [0.051]	0.635 [0.025]	0.228 [0.009]	0.127 [0.005]

## 4.4. PRUEBAS MECÁNICAS

### 4.4.1. Prueba de tensión ASTM D3039

Como se mencionó anteriormente, la prueba de tensión para las probetas de material compuesto fue realizada bajo la norma ASTM D3039 “Método de prueba estándar para propiedades de tensión de materiales compuestos de matriz polimérica”, la tabla 4-14 a continuación muestra las variables de mayor importancia para la realización de dicha prueba.

Tabla 4-14. Variables para la realización de prueba de tensión.

No. de probetas	Carga aplicada	Máquina de pruebas utilizada	Software utilizado
6	100kN	Máquina Universal Electromecánica 100kN MTS	Software por MTS

Al tener dimensionadas todas las probetas y con el área de prueba definida se colocó la primera probeta de material compuesto en la máquina de tensión de 100 kN MTS utilizando una velocidad de 2 mm/min [0.5 in/min] y se inició la prueba, esta se detuvo al momento de la ruptura de la probeta y esta una vez removida, se colocó la siguiente hasta concluir con las seis. La figura 4.44 muestra la probeta colocada en la máquina de MTS y la ruptura posterior a esta.

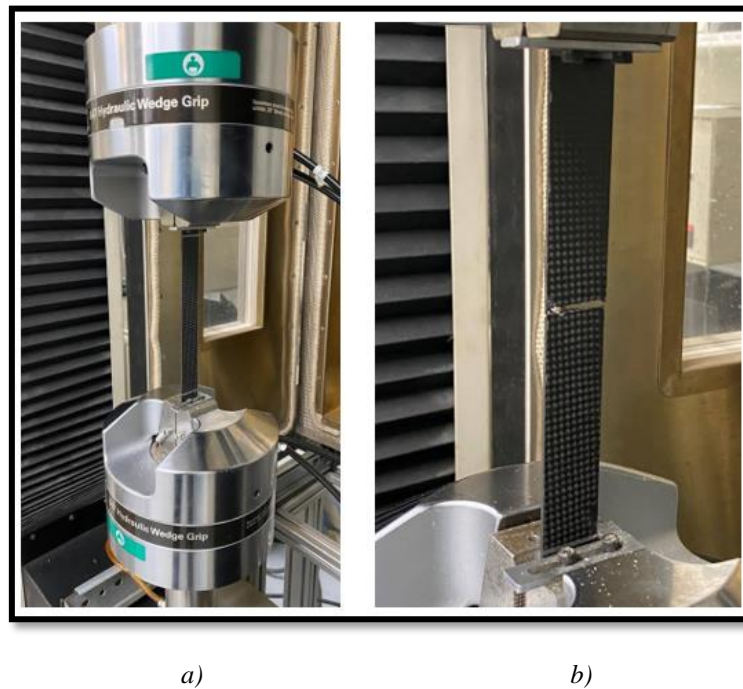
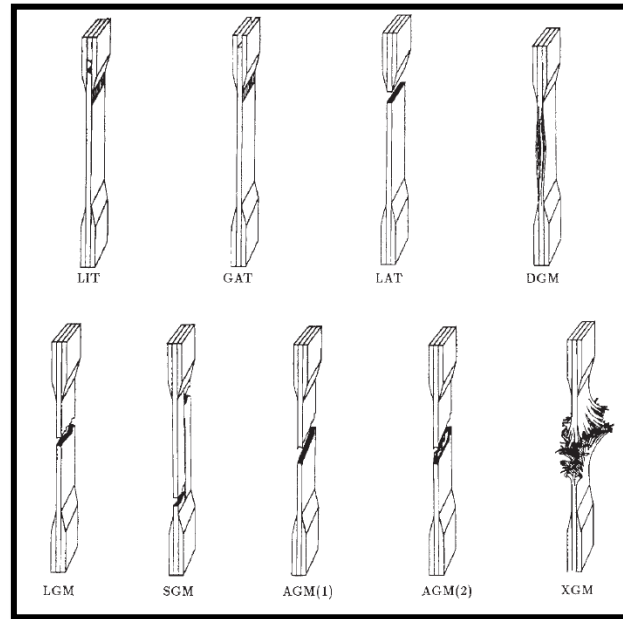


Figura 4.44. Prueba de tensión en probetas de material compuesto, a) probeta sujeta por las mordazas, b) ruptura de probeta.

Una vez que se sometieron todas las probetas a la prueba de tensión se realizó de nuevo la medición de las mismas, así como su comparación con los modos de fallo más comunes, los cuales se encuentran establecidos en la norma ASTM D3039 (figura 4.45). En el capítulo cinco

de resultados de esta investigación se muestran las medidas y modos de fallo presentados para cada probeta.



Primer carácter		Segundo carácter		Tercer carácter	
Tipo de falla	Código	Área de falla	Código	Locación de falla	Código
Angulado	A	Dentro de la mordaza	I	Abajo	B
Delaminación en borde	D	En la mordaza	A	Arriba	T
Mordaza	G	<1 ancho de la mordaza	W	Izquierda	L
Lateral	L	En zona de prueba	G	Derecha	R
Modo múltiple	M (x y z)	Múltiples áreas	M	Centro	M
División larga	S	Varios	V	Varios	V
Explosiva	X	Desconocido	D	Desconocido	D
Otra	O				

Figura 4.45. Códigos de modos de falla típicos en pruebas de tensión [59].

#### 4.4.2. Prueba de impacto ASTM D7136

Las pruebas de impacto realizadas a las probetas de fibra de carbono y resina epóxica fueron basadas en la normativa ASTM D7136 “Método de pruebas estándar para medir la resistencia al daño de un compuesto de matriz polimérica reforzado con fibra a un evento de impacto de caída por gravedad”. Para esta prueba se utilizó el equipo de pruebas descrito en la normativa, el cual consiste en una torre de caída libre con una altura máxima de 2 m y un indentador que

puede adoptar diferentes geometrías, en este caso se utilizó uno semi-esférico, en el área de pruebas se utilizaron 4 sujetadores con punta de neopreno para que el espécimen se mantenga inmóvil al momento de la prueba, con cuidado de no dañar la superficie de la probeta. La máquina de impacto se muestra en la figura 4.46, mientras que el área de prueba con la probeta colocada se encuentra en la figura 4.47.



*Figura 4.46. Máquina de pruebas de impacto por gravedad.*

#### 4.4.2.1.

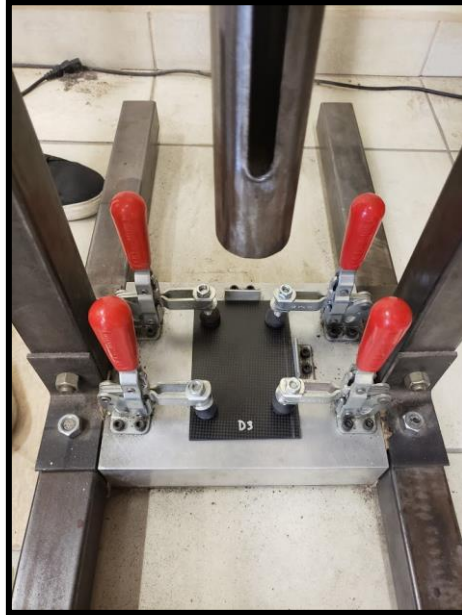


Figura 4.47. Área de prueba de máquina de impacto con probeta de material compuesto colocado para prueba de impacto.

#### 4.4.2.2. Cálculo de la energía de impacto

La energía de impacto depende de los factores de altura y el peso del indentador, esta puede ser calculada en base al espesor de la probeta, o en este caso, al ya contar con una energía de impacto específica, lo que procedió fue encontrar la altura a la que necesita ser liberado el indentador, la siguiente ecuación establecida en la norma ASTM D7136 muestra la fórmula utilizada para la obtención de este valor:

$$H = \frac{E}{m_d g} \quad (\text{Ec. 11})$$

Donde, **H** es la altura del indentador en (m), **m<sub>d</sub>** es la masa del indentador en (kg) y, **g** es la constante de aceleración de la gravedad 9.81 m/s<sup>2</sup>.

Sustituyendo la Ec. 2 por los valores utilizados se obtuvo que:

Para granizo se utilizó una energía de impacto de 37 J [16]:

$$H = \frac{37 J}{(4kg)(9.81m/s^2)} = 0.942 \text{ m [3.09 ft]}$$

Para drones se utilizó una energía de impacto de 40 J [64]:

$$H = \frac{40 J}{(4kg)(9.81m/s^2)} = 1.02 \text{ m [3.34 ft]}$$

El valor del peso del indentador fue obtenido del trabajo de tesis de Miguel Velazco [65], ya que la máquina de impacto por gravedad utilizada es la misma, con los valores del volumen y densidad del indentador se obtuvo un valor de 4 kg (8.81 lb).

#### 4.4.2.3. Metodología de análisis del área de daño

Además de la cuantificación del daño también fue realizada una inspección visual, donde en base a la norma ASTM D7136 se realizan trazos a 0°, 90° y ± 45° (figura 4.48) para obtener el valor de la extensión del daño en la superficie.

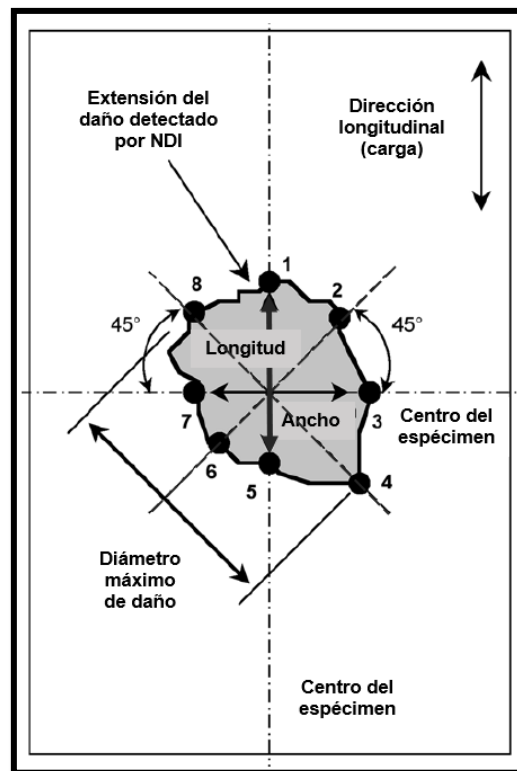


Figura 4.48. Medición de la extensión del daño por impacto en probetas [60].

La norma también nos muestra como referencia el diagrama de la figura 4.49 que contiene los modos de falla más comunes para pruebas de impacto aplicadas en materiales compuestos, en base a esta figura se realizará la clasificación de daños en el capítulo 5.

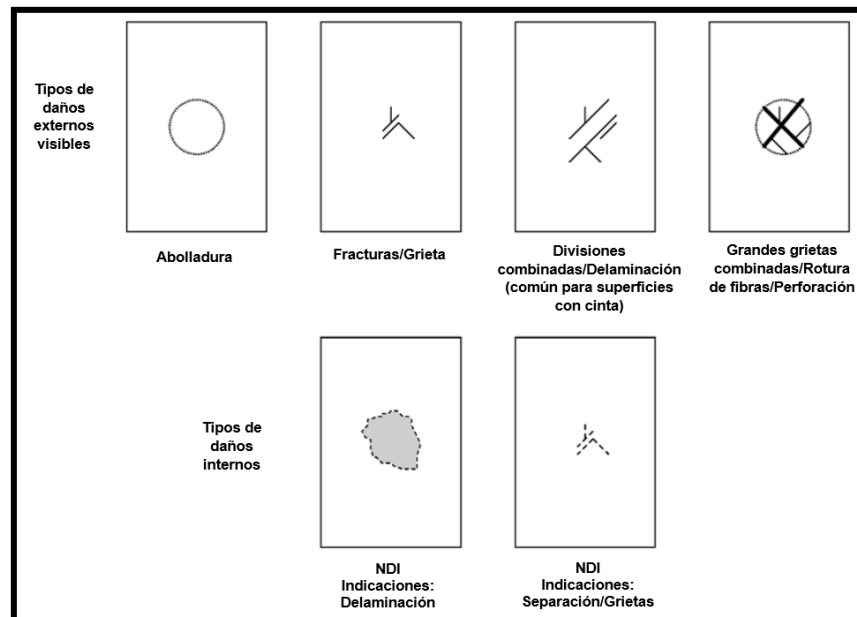


Figura 4.49. Modos de daño comúnmente observados por impacto de caída libre [60].

Los resultados de las pruebas se pueden ver afectados por variables como: la altura de caída, la velocidad y la energía del impacto, vibraciones del impacto, la máquina de pruebas utilizada, geometría del indentador y la fixtura en que se coloca la probeta, sin embargo estos resultados serán descritos o mostrados en el capítulo X de resultados [60].

#### 4.4.2.4. Prueba de impacto en probetas

Se realizó la prueba de impacto en doce probetas, aplicando una energía de 40 J en seis de ellas, y otra de 37 J en las seis restantes.

Utilizando un vernier se cuantificó el área dañada por el indentador de la máquina en cada una de las doce probetas donde se tomaron medidas de los especímenes a lo largo de los ejes X, Y y Z. (Véase capítulo X sección 5.1.1 y 5.1.2).

#### 4.4.3. Prueba de impacto en perfiles alares

La prueba de impacto realizada en los laminados de perfiles alares se llevó a cabo basándose en algunos puntos que dicta la norma ASTM D7136 como son: la máquina de pruebas, espesor del laminado, peso y geometría del indentador, y la orientación de la fibra en el laminado; en base a los datos recopilados en la bibliografía, fueron seleccionados los valores que se muestran en la tabla 4-15 para llevar a cabo las pruebas.

Tabla 4-15. Valores a utilizar para pruebas de impacto [16][64].

AERONAVE	PERFIL ALAR	MOMENTO DE VUELO	RIESGO DE IMPACTO	ENERGÍA DE IMPACTO [J]	ANGULO DE ATAQUE	SECCIÓN DEL ALA
<b>A380</b>	SC(2)-0714	Despegue / Aterrizaje	Granizo	37	20°	Ángulo de ataque
			Drones	40		
<b>B777</b>	GOE777-IL	Despegue / Aterrizaje	Granizo	37	20°	Ángulo de ataque
			Drones	40		

Para la prueba de impacto en ambos perfiles alares fue necesario diseñar y construir una fixtura para sujetar el perfil alar durante la prueba, la figura 4.50 a continuación muestra el perfil colocado en el área de pruebas y sujeto por la fixtura.



*Figura 4.50. Área de pruebas de máquina de impacto con perfil alar colocado para realización de la prueba.*

## **4.5. SIMULACIONES MECÁNICAS**

Para las simulaciones mecánicas se utilizó el software ANSYS® y SolidWorks®, la figura 4.51 muestra el diagrama de flujo utilizado para la realización de las simulaciones.

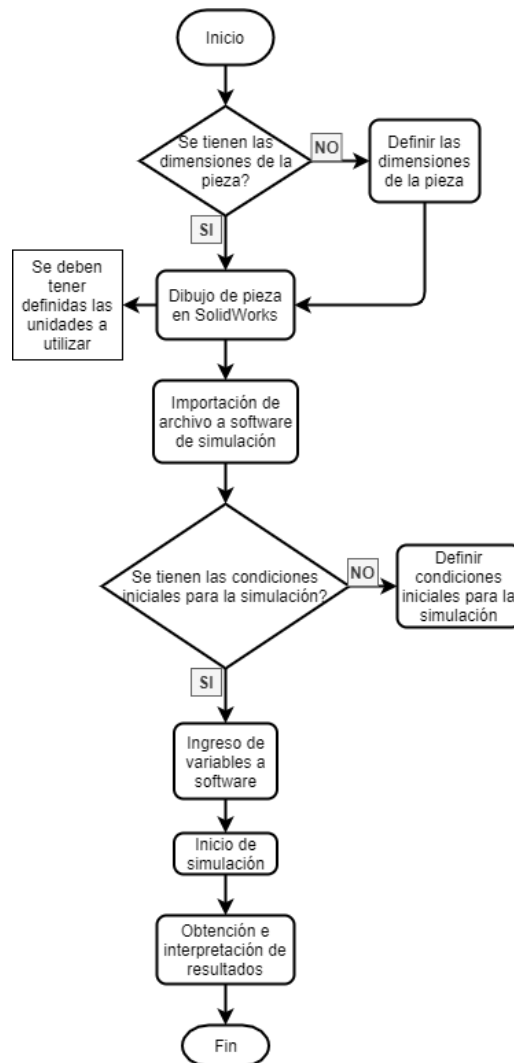


Figura 4.51. Diagrama de flujo para proceso de simulaciones.

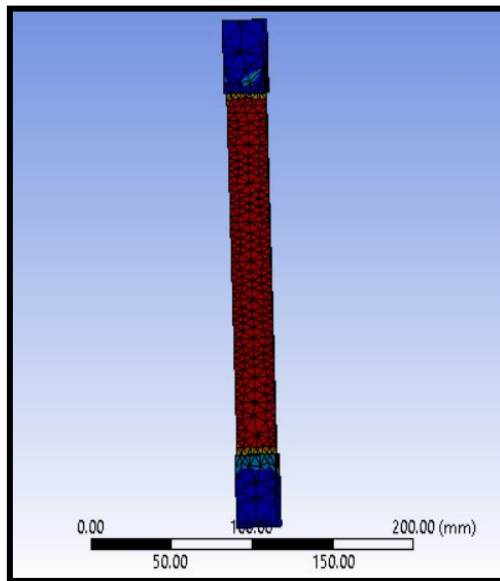
En base al diagrama mostrado anteriormente se inició dibujando en SolidWorks® la geometría de las probetas y perfiles alares mencionados anteriormente.

#### 4.5.1. Simulaciones realizadas a piezas manufacturadas de material compuesto.

Para realizar una validación de los resultados experimentales obtenidos se decidió realizar una comparación de los mismos con simulaciones de las pruebas mecánicas, estas simulaciones fueron realizadas en el software de ingeniería ANSYS, algunos componentes fueron dibujados utilizando SolidWorks.

#### 4.5.1.1. Simulación de prueba de tensión en probetas ASTM D3039

Utilizando la geometría establecida por la norma, se llevó a cabo la simulación de la prueba de tensión en el software ANSYS, colocando una sujeción de la pieza en el área inferior y una sujeción superior donde se aplicó la fuerza, tal como se realiza de manera práctica, la figura 4.52 muestra la probeta.



*Figura 4.52. Modelo MEF en ANSYS.*

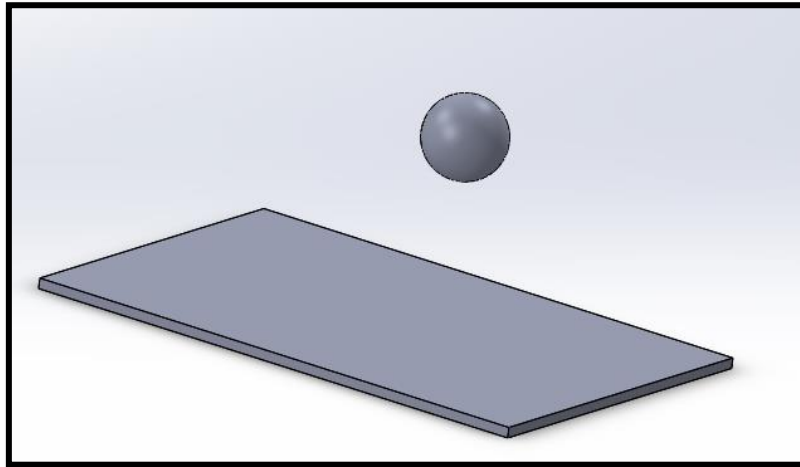
Una vez llevada a cabo la simulación, se procedió con la comparación de los resultados experimentales y numéricos para poder realizar la validación de los mismos, dichos valores se encuentran en el capítulo 5

#### 4.5.1.2. Simulación de prueba de impacto

Tal como en la simulación realizada para la prueba de tensión, para la validación de resultados de la prueba de impacto por caída libre se decidió realizar una comparación de los resultados obtenidos mediante la simulación. Se utilizó el software ANSYS para la realización de esta,

donde se respetó la geometría y dimensiones de las probetas utilizando un promedio de las dimensiones de las 12 muestras manufacturadas.

Las variables con que se alimentó el software fueron además de las geometrías, la velocidad, altura y propiedades de los materiales utilizados. En la figura 4.53 se muestra cómo se colocaron las geometrías antes de correrse la simulación.



*Figura 4.53. Geometrías de probeta e indentador utilizados en la simulación para prueba de impacto.*

## **4.6. MÉTODOS DE INSPECCIÓN NO DESTRUCTIVOS**

Las pruebas no destructivas conocidas por sus siglas en inglés NDT implican el uso de técnicas de medición no invasivas para obtener información sobre defectos y diversas propiedades de materiales, componentes y estructuras, información que se necesita para determinar su capacidad para realizar su función prevista y para prevenir fallas [66]. Este método de inspección es utilizado en varias industrias por su versatilidad, entre estas industrias se encuentra incluida la aeroespacial.

### **4.6.1. Inspección visual**

La inspección visual es generalmente el primer y más simple tipo de inspección, es una técnica de NDT que proporciona un medio para detectar y examinar una variedad de defectos de la

superficie, como corrosión, contaminación, acabado de la superficie y discontinuidades de la superficie, se usa ampliamente para detectar y examinar grietas superficiales, que son particularmente importantes debido a su relación con los mecanismos de falla estructural [66], [67].

#### 4.6.2. Líquidos penetrantes

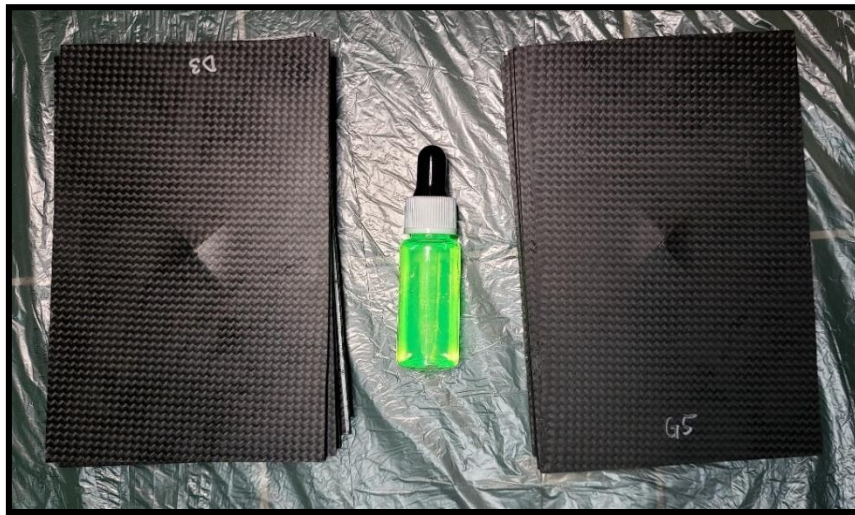
La inspección de líquidos penetrantes es un método no destructivo para revelar discontinuidades que están abiertas en las superficies de materiales sólidos y esencialmente no porosos. Se pueden encontrar indicaciones de un amplio espectro de tamaños de defectos independientemente de la configuración de la pieza de trabajo e independientemente de las orientaciones de los defectos. Los líquidos penetrantes se filtran en varios tipos de diminutas aberturas superficiales por acción capilar, debido a esto, el proceso se adapta bien a la detección de todo tipo de grietas superficiales, solapamientos, porosidad, áreas de contracción, laminaciones y discontinuidades similares. La principal limitación de las inspecciones de líquidos penetrantes es que solo pueden detectar defectos que rompen la superficie y tienen cierto volumen para retener el penetrante [66]. Se pueden observar las ventajas y desventajas del uso de esta técnica en la tabla 4-16 a continuación.

Tabla 4-16. Ventajas y desventajas en la aplicación de líquidos penetrantes [67].

<i>Tipo de inspección</i>	<b>APLICACIÓN</b>	<b>VENTAJAS</b>	<b>DESVENTAJAS</b>
<b>Líquidos penetrantes</b>	Grietas	Económico	Solo superficies no porosas
	Porosidad	Sensible	Solo defectos en la superficie
	Caminos de fugas	Equipo mínimo	desordenado
	Costuras	Aplicación a superficies irregulares	Necesita ventilación
	Solapas	Versátil	
		Entrenamiento mínimo	

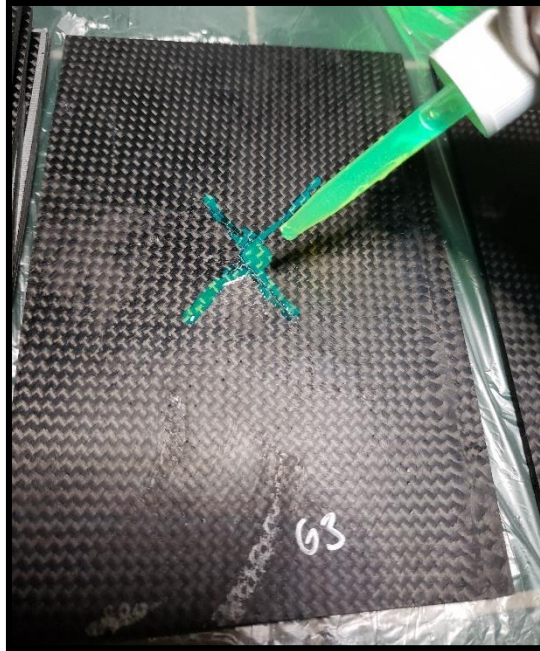
#### 4.6.2.1. Proceso de aplicación de líquidos penetrantes en probetas de impacto y perfiles alares

Para este proceso se utilizaron barras de luz fluorescentes Cyalume® de grado militar y se colocó el líquido con ayuda de un gotero para tener una aplicación más precisa sobre las probetas, los materiales utilizados se muestran en la figura 4.54.



*Figura 4.54. Tinta fluorescente aplicada a probetas en proceso de inspección visual de daños.*

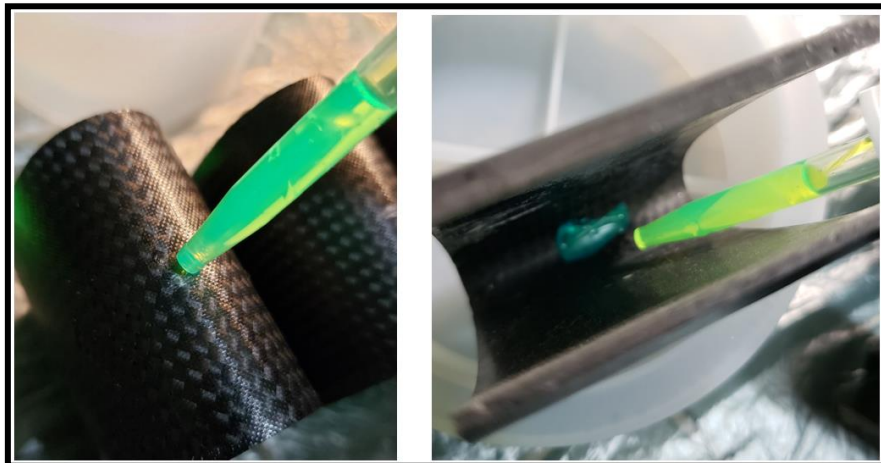
Se aplicaron pequeñas gotas de tinta fluorescente en el área dañada por impacto y después de esperar un par de minutos se removió el exceso de tinta, quedando únicamente en las grietas superficiales como se observa en la figura 4.55.



*Figura 4.55. Aplicación de tinta fluorescente en área impactada.*

#### 4.6.2.2. Proceso de aplicación de líquidos penetrantes en perfiles alares

Se utilizó la misma metodología para la aplicación de la tinta fluorescente en los dos tipos de perfiles alares, la figura 4.56 muestra la aplicación en uno de los perfiles.



*Figura 4.56. Aplicación de tinta fluorescente a perfiles alares.*

# CAPÍTULO 5

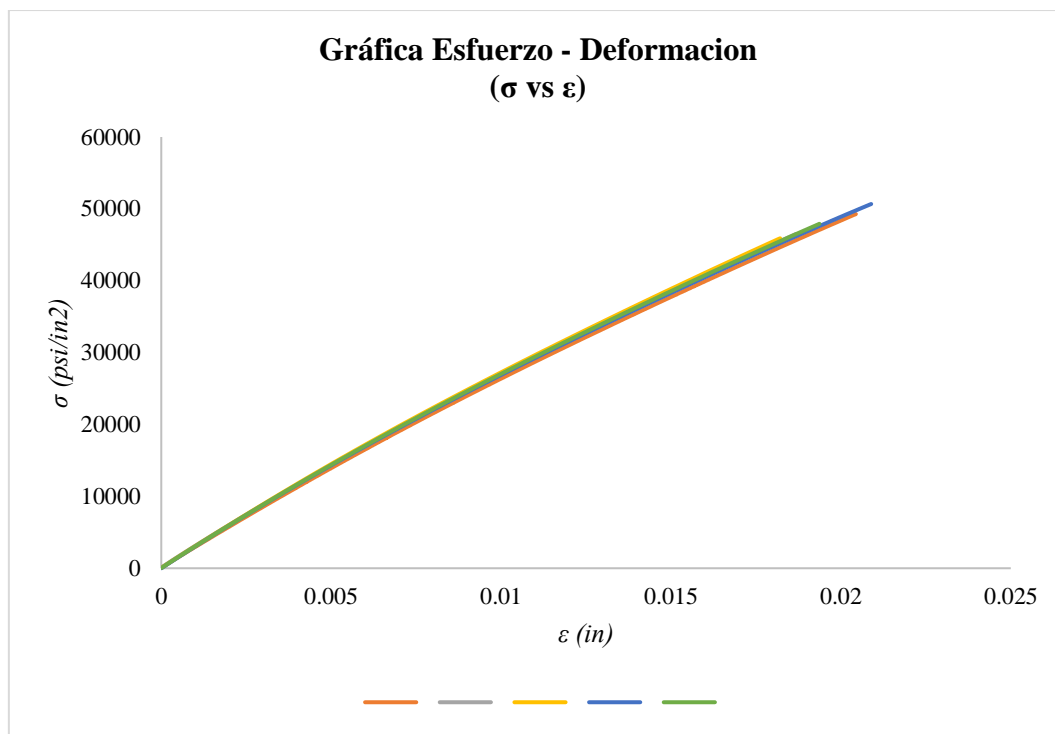
# RESULTADOS

En este capítulo se presentan los resultados experimentales obtenidos mediante las pruebas de impacto y tensión realizadas. En base a los valores obtenidos fue posible identificar el modo de falla de las probetas y perfiles.

## **5.1. RESULTADOS DE PRUEBAS DE IMPACTO ASTM D3039**

Como fue mencionado anteriormente se llevó a cabo la prueba de tensión basada en la ASTM D3039 en seis probetas de material compuesto, el software de MTS recopiló los valores de cada una de las pruebas durante su realización, en base a ellos se obtuvo la siguiente gráfica (gráfica 5.1) en la que se observa el comportamiento del material durante el proceso de la prueba de tensión. Además de dicha gráfica también se muestra un concentrado de los valores resultantes de las pruebas en las probetas considerando de la dos a seis, como se observa en la tabla 5-1.

Cabe mencionar que la probeta número uno fue removida de los resultados por ser esa misma la utilizada para crear el set up de la prueba, su remoción se realizó con el fin de no alterar los resultados de la misma.



Gráfica 5.1. Gráfica esfuerzo – deformación de probetas sometidas a tensión bajo la ASTM D3039.

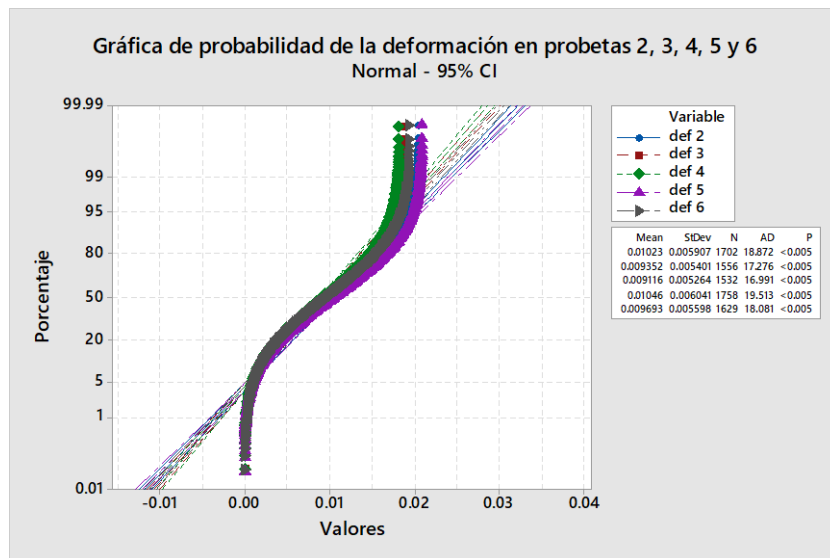
Puede observarse en la gráfica que la curvatura presentada por los valores resultantes de la prueba no presenta irregularidades en la formación de los datos, lo que se traduce como una buena manufactura de las probetas, ya que su comportamiento en conjunto es bastante similar. Los valores generales de las probetas rondan en una elongación entre los 0.457 a 0.558 mm (0.018 a 0.022 in) con un esfuerzo respectivo de 330.94 a 351.63 MPa (48,000 a 51,000 psi).

Tabla 5-1. Concentrado de resultados numéricos de pruebas de tensión.

PROBETA	ESPESOR mm [in]	CARGA MÁXIMA KN [LBF]	ESF. MÁX MPa [PSI]	DESPLAZAMIENTO MÁXIMO mm [in]	DEFORMACIÓN	MÓDULO DE ELASTICIDAD GPa [PSI]
2	1.70 [0.067]	14.77 [3,321.33]	341.78 [49,570.99]	3.58 [0.141]	1.86	18.37 [2,665,165.59]
3	1.70 [0.067]	13.95 [3,136.68]	313.42 [45,457.72]	3.27 [0.129]	1.82	17.41 [2,525,507.22]
4	1.72 [0.068]	13.91 [3,127.57]	312.51 [45,325.74]	3.22 [0.127]	2.09	15.62 [2,266,355]
5	1.75 [0.069]	15.06 [3,386.28]	338.37 [49,076.41]	3.70 [0.146]	1.93	17.80 [2,582,974.73]
6	1.65 [0.065]	14.00 [3,149.20]	334.04 [48,448.40]	3.42 [0.135]	1.78	19.64 [2,849,954.70]

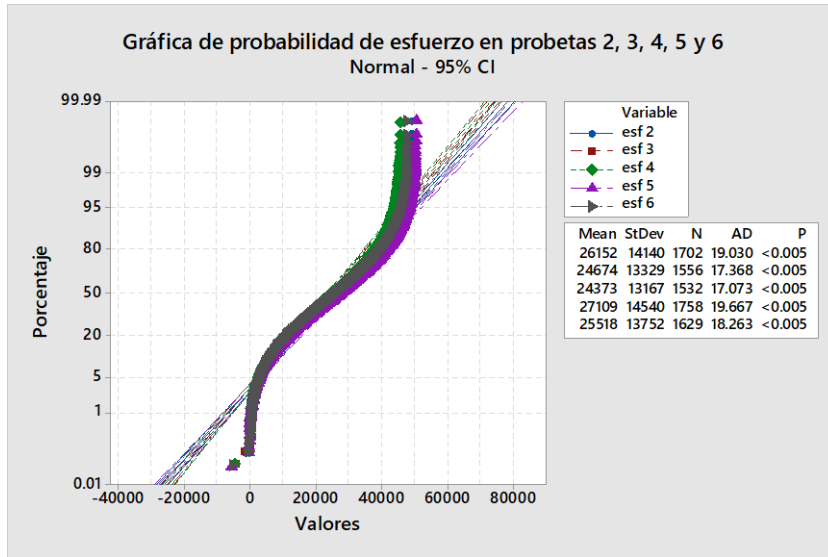
<b>Media</b>	1.70 [0.067]	14.33 [3,224.21]	328.02 [47,575.27]	3.43 [0.135]	1.89	17.76 [2,577,991.44]
<b>Desviación estándar</b>	0.03 [0.001]	0.53 [120.75]	14.02 [2,033.66]	0.203 [0.007]	0.781	1.46 [212,991]

En base a la gráfica de esfuerzo – deformación, se realizó un análisis de normalidad en ambos resultados mediante gráficas de probabilidad, a continuación, las gráficas 5.2 y 5.3 muestran dicho análisis respecto a la deformación y esfuerzo respectivamente.



Gráfica 5.2. Análisis de normalidad en resultados de deformación de probetas sometidas a prueba de tensión.

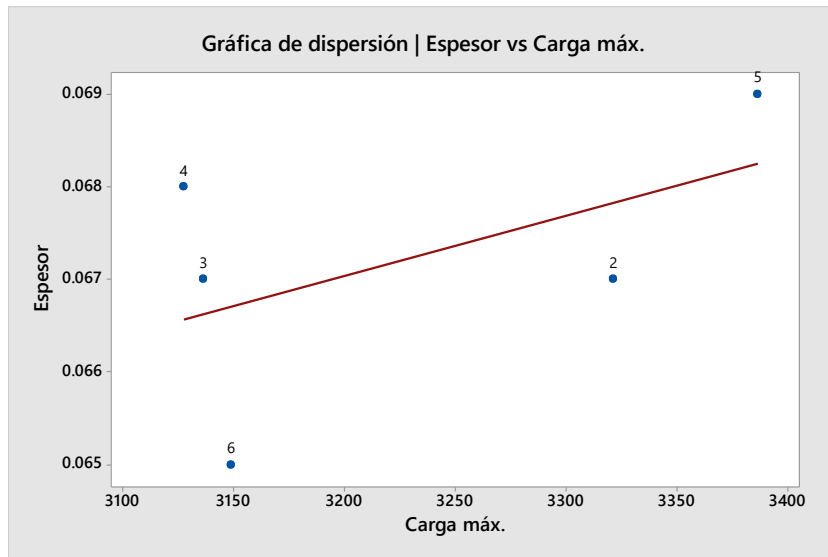
La gráfica muestra un comportamiento normal de los valores de la deformación generada por la tensión durante la prueba, los valores que se encuentran fuera de la línea central corresponden a los valores iniciales y finales de la prueba, los cuales pueden ser descartados ya que se tendrá enfoque a los valores obtenidos durante la realización de la prueba, debido a que en esos momentos se puede tener variaciones en los valores.



Gráfica 5.3. Análisis de normalidad en resultados de esfuerzo de probetas sometidas a prueba de tensión.

Al igual que en la gráfica 5.2, la gráfica 5.3 muestra un comportamiento normal en los valores centrales con un acomodo de datos en sincronía con la línea media, los cuales hacen referencia a los datos obtenidos durante la realización de la prueba, sin embargo, los datos que se encuentran fuera de la línea central de la gráfica representan el inicio y final de la prueba de tensión, por lo que esos valores pueden ser descartados.

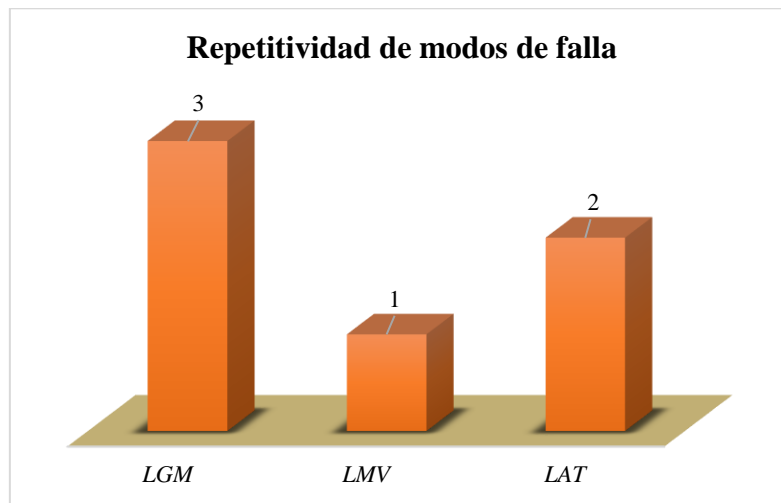
Realizando un análisis de correlación entre el espesor de las probetas VS la resistencia a tensión mediante la gráfica de dispersión 5.4 de los resultados antes mostrados, se obtuvo un comportamiento no lineal con datos muy dispersos; cabe mencionar que este resultado no es definitivo, ni demuestra una relación nula entre las variables, ya que para poder validar al 100% este resultado sería necesario ampliar el número de muestras ya que para esta gráfica solo fueron considerados los valores de las probetas 2 a la 6.



Gráfica 5.4. Análisis de correlación del espesor de probetas VS la resistencia a tensión.

Para la gráfica 5.4 la dispersión mostró en los datos una asimetría cargada hacia arriba.

Los modos de falla más sobresalientes obtenidos fueron los siguientes: LGM (lateral en el centro de la zona de prueba) con un 50%, seguido por LAT (lateral en la mordaza arriba) con 33%, y finalmente LMV (lateral en múltiples áreas) con 16%, estos mismos se muestran en la gráfica 5.5.



Gráfica 5.5. Modos de falla predominantes en prueba de tensión en probetas.

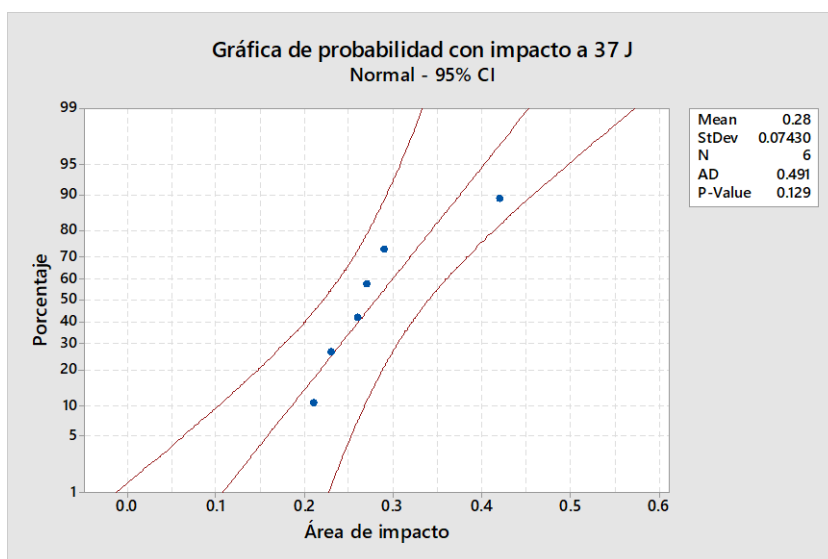
Los modos de falla de las probetas pueden variar dependiendo algunas variables como su peso, espesor, dimensiones y alguna falla superficial como lo pueden ser burbujas de aire

microscópicas encapsuladas en el tejido, por ello es que pueden presentarse algunas variaciones en los resultados aun cuando los materiales y métodos de manufactura sean los mismos. Aunque el daño se presentó en diferentes secciones de la probeta, el 100% de las mismas arrojó una ruptura lateral; el tener resultados similares en las probetas da una mayor confiabilidad de que tanto la manufactura como las pruebas se llevaron a cabo de manera óptima.

## 5.2. RESULTADOS DE PRUEBAS DE IMPACTO ASTM D7136

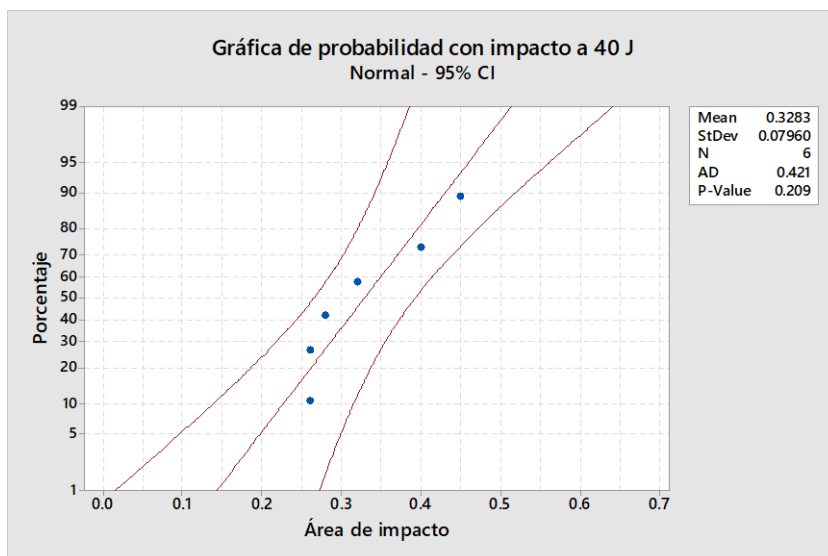
En base a las pruebas de impacto por caída libre realizadas a probetas de material compuesto se crearon las tablas y gráficas que a continuación muestran los valores resultantes de dichas pruebas.

Para validar que los resultados mostraban armonía entre ellos se llevó a cabo un análisis de normalidad con ayuda del software Minitab, el cual evalúa la normalidad haciendo una correlación entre los datos. Se realizaron dos gráficas de probabilidad, cada una corresponde a la energía de impacto aplicada durante las pruebas, las gráficas 5.6 y 5.7 nos muestran los resultados obtenidos.



Gráfica 5.6. Normalidad de resultados de prueba de impacto con energía de 37 J.

La gráfica nos arroja valores muy cercanos a cero, lo que nos dice que se tiene una distribución normal, esto también podemos observarlos por la posición de los puntos respecto a la línea central.



Gráfica 5.7. Normalidad de resultados de prueba de impacto con energía de 40 J.

Al igual que en la gráfica 5.6, esta gráfica nos arroja valores de una distribución normal por el acomodo de sus puntos, teniendo ligeramente una dispersión mayor a la gráfica anterior.

Ambas gráficas (5.6 y 5.7) nos dicen que efectivamente se tiene una relación entre la energía de impacto aplicada y el área de daño por el impacto, aunque ya se tenía evidencia visual de esto al momento de realizar las pruebas y observar los daños, se decidió verificar los valores mediante un método probabilístico, el cual arrojó el mismo resultado.

### 5.2.1. Probetas dañadas a 37 J

En la tabla 5-2 se presentan los valores del impacto de la prueba, así como el de los resultados del área de daño y profundidad del daño de cada una de las probetas.

Tabla 5-2. Concentrado de resultados de probetas sometidas a 37 J.

PROBETA	ALTURA DE IMPACTO m [ft]	VELOCIDAD DE IMPACTO m/s [in/s]	LONGITUD DEL DAÑO mm [in]	ANCHO DEL DAÑO mm [in]	DIÁMETRO MÁXIMO DE DAÑO mm [in]	PROFUNDIDAD DEL DAÑO Z mm [in]	ÁREA DE DAÑO MEDIDA mm <sup>2</sup> [in <sup>2</sup> ]
G1	0.942 [3.09]	1.40 [55.11]	16.91 [0.666]	19.40 [0.764]	13.20 [0.520]	0.96 [0.038]	7.49 [0.295]
G2			16.76 [0.660]	17.32 [0.682]	16.38 [0.645]	0.58 [0.023]	6.90 [0.272]
G3			14.65 [0.577]	16.20 [0.638]	13.79 [0.543]	0.71 [0.028]	5.41 [0.213]
G4			20.70 [0.815]	20.34 [0.801]	18.44 [0.726]	0.66 [0.026]	10.76 [0.424]
G5			15.9 [0.626]	16.12 [0.635]	16.73 [0.659]	0.66 [0.026]	6.80 [0.268]
G6			15.84 [0.624]	18.11 [0.713]	15.03 [0.592]	0.60 [0.024]	6.01 [0.237]
<b>Media</b>			16.78 [0.661]	17.90 [0.705]	15.59 [0.614]	0.68 [0.027]	8.28 [0.326]
<b>Desviación estándar</b>			2.077 [0.081]	1.71 [0.067]	1.96 [0.077]	0.13 [0.005]	1.87 [0.073]

En base a la norma ASTM D7136 se realizó el dimensionamiento de la longitud del daño ocasionado en los diferentes ángulos estipulados, los resultados se presentan en la tabla 5-3.

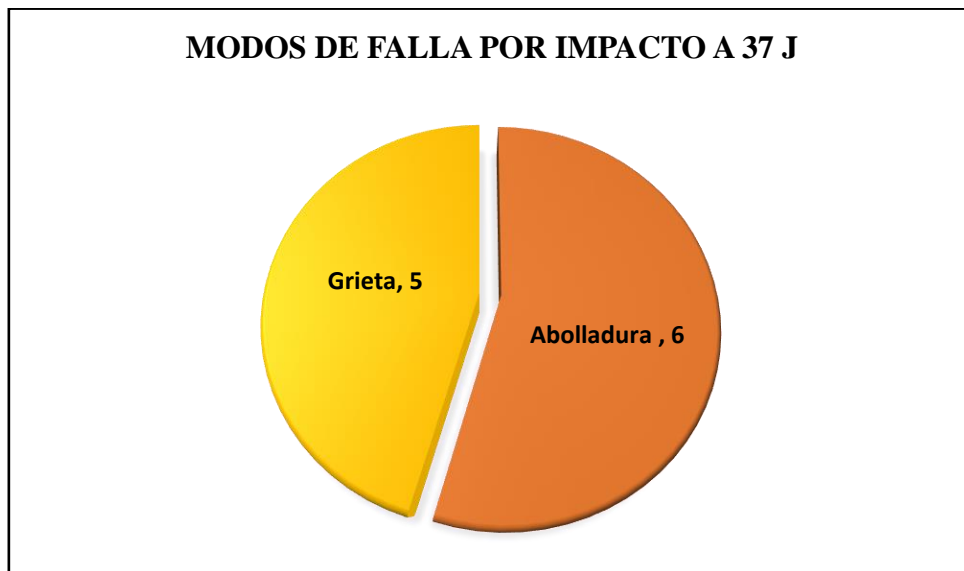
Tabla 5-3. Daño longitudinal en diferentes ángulos.

PROBETA	DIRECCIÓN ANGULAR							
	0	45	90	135	180	225	270	315
1	6.98 [0.275]	11.27 [0.444]	12.29 [0.484]	8.28 [0.326]	4.80 [0.189]	3.17 [0.125]	5.86 [0.231]	4.85 [0.191]
2	8.94 [0.352]	10.31 [0.406]	8.48 [0.334]	6.42 [0.253]	6.50 [0.256]	5.79 [0.228]	5.35 [0.211]	8.63 [0.340]
3	7.82 [0.308]	8.73 [0.344]	8.02 [0.316]	6.68 [0.263]	6.24 [0.246]	4.39 [0.173]	6.52 [0.257]	8.48 [0.334]
4	14.5 [0.571]	13.43 [0.529]	13.00 [0.512]	8.38 [0.330]	5.63 [0.222]	4.24 [0.167]	5.10 [0.201]	5.58 [0.220]
5	10.49 [0.413]	10.66 [0.420]	11.98 [0.472]	7.77 [0.306]	4.59 [0.181]	3.73 [0.147]	5.99 [0.236]	5.56 [0.219]
6	8.53 [0.336]	10.16 [0.400]	9.82 [0.387]	7.39 [0.291]	5.46 [0.215]	4.29 [0.169]	4.97 [0.196]	6.68 [0.263]
<b>Media</b>	9.52 [0.375]	10.74 [0.423]	10.59 [0.417]	7.46 [0.294]	5.53 [0.218]	4.26 [0.168]	5.63 [0.222]	6.62 [0.261]
<b>Desviación estándar</b>	2.69 [0.105]	1.55 [0.061]	2.11 [0.083]	0.81 [0.031]	0.75 [0.029]	0.87 [0.034]	0.59 [0.023]	1.60 [0.062]

La tabla 5.3 mostró una concentración mayor de daños con valores máximos en un ángulo de 45°, mientras que para los valores mínimos se tuvo mayor recurrencia en el ángulo de 225°, cabe

mencionar que se aplicaron cinco capas de fibra de carbono a  $\pm 45^\circ$  y cinco a  $[0^\circ, 90^\circ]$ , en base a trabajos similares, el material muestra una tendencia al fallo en esta angulación.

Tal como se realizó con los perfiles alares, se obtuvo una gráfica de los modos de falla para reconocer de una manera más clara la tendencia de los resultados, en la gráfica 5.8 se puede observar la tendencia obtenida, la cual muestra un daño por abolladura en todas la probetas, y la generación de grietas en más de la mitad de las mismas, sin embargo se puede observar que los modos de falla por delaminación y grandes grietas no fueron predominantes, ya que no se presentó ninguno dentro de esta clasificación.



Gráfica 5.8. Tendencia en modos de falla en probetas de material compuesto ante impacto por caída libre de 37 J.

La figura 5.1 muestra los daños visuales obtenidos mediante el uso de microscopio y el análisis de daños que se desarrolla en la ASTM D7136.

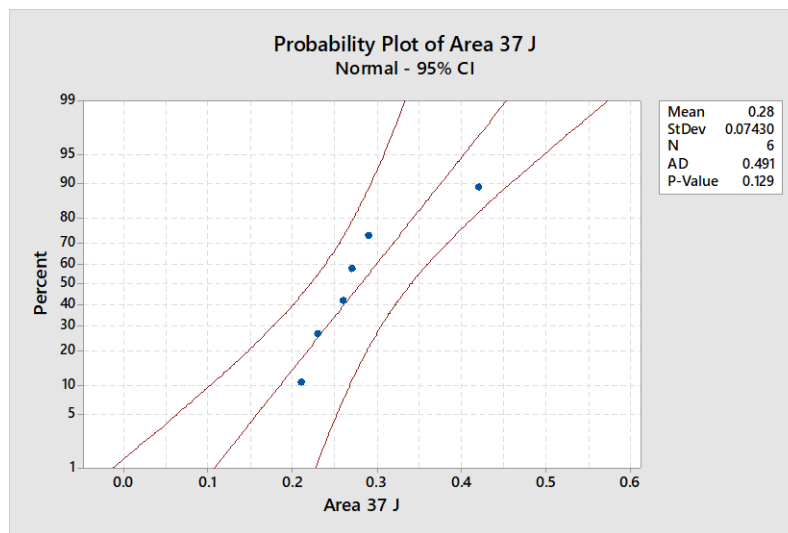
Prueba de impacto a 37 J						
Probeta	G1		G2		G3	
Modo de falla	Abolladura/grietas		Abolladura/grietas		Abolladura/grietas	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						
Area dañada		N/A		N/A		N/A
Microscopio						
Probeta	G4		G5		G6	
Modo de falla	Abolladura/grietas		Abolladura		Abolladura/grietas	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						
Area dañada		N/A		N/A		N/A
Microscopio						

Figura 5.1. Modos de falla y daños superficiales obtenidos de las probetas de material compuesto ante un impacto de 37 J.

La figura anterior muestra los diferentes resultados visuales obtenidos del daño resultante de la prueba de impacto realizada en cada probeta, en el renglón de “figura” se tiene la imagen tomada directamente de la probeta posterior a la prueba, en ella se aprecian los daños mencionados en la gráfica 5.8 donde predominan los modos de falla de abolladura y grietas; en el renglón siguiente “área dañada” se tiene el diagrama de daño recreado en base a la norma ASTM D7136, cada línea cuenta con una separación de 45°, los puntos rojos hacen referencia al inicio del daño

a ese ángulo, mientras que las líneas amarillas forman el área delimitada del daño; el renglón de “microscopio” como su nombre lo menciona es un acercamiento entre los 40x y 100x al área dañada para tener una mejor visualización de la superficie, en estas imágenes se observan las grietas y ruptura de fibras ocasionadas por el indentador en el tejido de la fibra de carbono.

Se realizó un análisis de normalidad de los resultados obtenidos en las probetas para definir si los resultados de la prueba indicaban que se debía o no rechazar la hipótesis nula de que los datos provienen de una población distribuida normalmente. La gráfica 5.9 muestra el resultado de este análisis realizado en Minitab utilizando un nivel de significancia del 5%.



Gráfica 5.9. Análisis de normalidad en probetas sometidas a energía de impacto de 37 J.

En base a la gráfica anterior se puede concluir que los valores al permanecer cercanos a la línea media, estos poseen un comportamiento normal, además de tener un valor  $P > 0.05$ . Los valores pasados nos dicen que se acepta la hipótesis nula de que los resultados de la manufactura de las probetas fueron correctos, así como de la relación existente que se tuvo entre la energía aplicada y el tamaño del área dañada durante la prueba, estos resultados coinciden con los obtenidos en los perfiles alares.

### 5.2.2. Probetas dañadas a 40 J

En la tabla 5-4 se presentan los valores del impacto: área de daño y profundidad del daño de cada una de las probetas.

Tabla 5-4. Concentrado de valores dimensionales de daño en probetas dañadas por impacto a 40 J.

PROBETA	ALTURA DE IMPACTO m [ft]	VELOCIDAD DE IMPACTO m/s [in/s]	LONGITUD DEL DAÑO mm [in]	ANCHO DEL DAÑO mm [in]	DIÁMETRO MÁXIMO DE DAÑO mm [in]	PROFUNDIDAD DEL DAÑO Z mm [in]	ÁREA DE DAÑO MEDIDA mm <sup>2</sup> [in <sup>2</sup> ]
D1	1.02 [3.34]	1.47 [57.87]	16.56 [0.652]	16.71 [0.658]	14.65 [0.577]	0.533 [0.021]	6.70 [0.264]
D2			19.32 [0.761]	19.10 [0.752]	13.10 [0.516]	1.24 [0.049]	10.38 [0.409]
D3			17.09 [0.673]	16.91 [0.666]	15.67 [0.617]	0.58 [0.023]	8.17 [0.322]
D4			16.68 [0.657]	13.89 [0.547]	14.75 [0.581]	0.91 [0.036]	7.13 [0.281]
D5			17.32 [0.682]	17.72 [0.698]	14.04 [0.553]	1.16 [0.046]	6.70 [0.264]
D6			19.63 [0.773]	19.17 [0.755]	17.85 [0.703]	1.11 [0.044]	11.45 [0.451]
<b>Media</b>			17.76 [0.699]	17.25 [0.679]	15.01 [0.591]	0.92 [0.036]	8.42 [0.331]
<b>Desviación estándar</b>			1.35 [0.053]	1.95 [0.076]	1.63 [0.064]	0.30 [0.011]	2.03 [0.079]

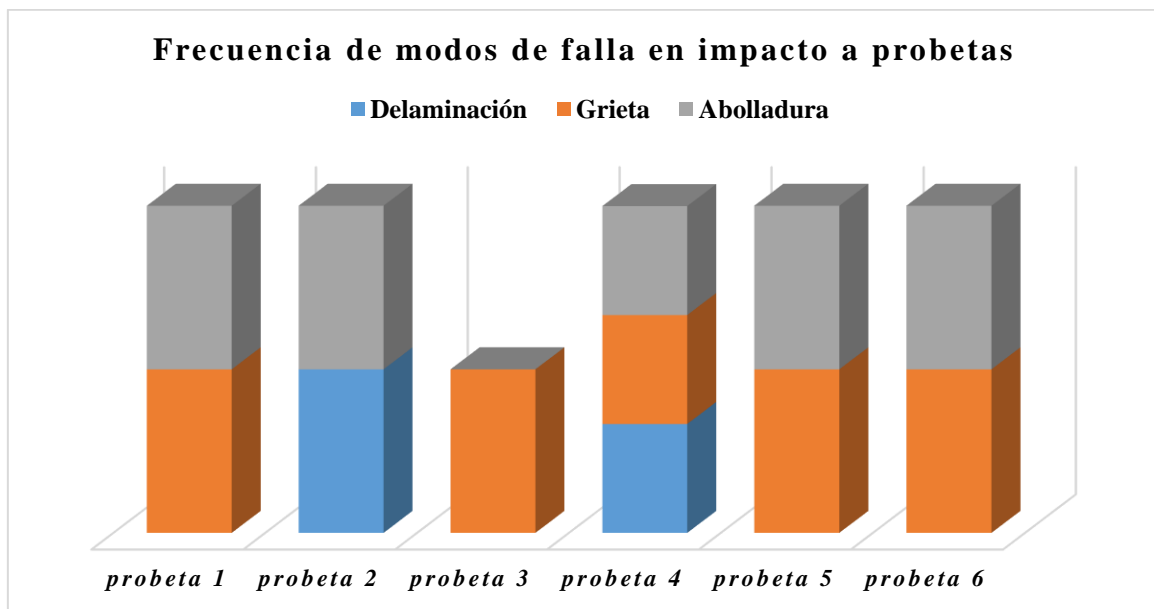
Tal como en las pruebas a 37 J, se realizó una tabla con los valores de las dimensiones del daño longitudinal presentado en los ángulos establecidos por la ASTM D7136, dichos valores pueden consultarse en la tabla 5-5 a continuación.

Tabla 5-5. Concentrado de daño longitudinal por ángulo.

PROBETA	DIRECCIÓN ANGULAR							
	0	45	90	135	180	225	270	315
1	10.31	11.15	8.15	7.18	6.95	4.39	5.05	5.99
	[0.406]	[0.439]	[0.321]	[0.283]	[0.274]	[0.173]	[0.199]	[0.236]
2	10.56	12.52	11.17	6.98	8.43	6.88	9.19	6.85
	[0.416]	[0.493]	[0.44]	[0.275]	[0.332]	[0.271]	[0.362]	[0.27]
3	8.76	12.90	11.48	7.62	6.80	4.24	4.41	5.91
	[0.345]	[0.508]	[0.452]	[0.3]	[0.268]	[0.167]	[0.174]	[0.233]

<b>4</b>	10.54 [0.415]	10.69 [0.421]	11.15 [0.439]	6.68 [0.263]	5.61 [0.221]	3.81 [0.15]	5.61 [0.221]	6.83 [0.269]
<b>5</b>	9.93 [0.391]	10.49 [0.413]	10.21 [0.402]	8.45 [0.333]	4.14 [0.163]	3.47 [0.137]	4.52 [0.178]	5.23 [0.206]
<b>6</b>	11.17 [0.440]	9.47 [0.373]	11.50 [0.453]	10.08 [0.397]	8.53 [0.336]	7.62 [0.30]	8.00 [0.315]	7.56 [0.298]
<b>Media</b>	10.21 [0.402]	11.20 [0.441]	10.61 [0.417]	7.83 [0.308]	6.74 [0.265]	5.06 [0.199]	6.13 [0.241]	6.39 [0.252]
<b>Desviación estándar</b>	0.81 [0.031]	1.29 [0.050]	1.29 [0.050]	1.26 [0.049]	1.68 [0.066]	1.73 [0.068]	1.99 [0.078]	0.83 [0.032]

El modo de falla predominante en la prueba de impacto por caída libre a 40 J es de un 100% de repetibilidad de daño por abolladura, seguido por grietas con un 83%, y finalmente delaminación con un 33% de las probetas. En la siguiente gráfica 5.10 pueden observarse los valores.



Gráfica 5.10. Repetibilidad de modos de falla en probetas.

En la figura 5.2 se tiene la visualización de los daños mencionados anteriormente en la gráfica 5.10 además muestra un acercamiento mediante el uso de microscopio al área de la probeta dañada.




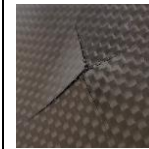

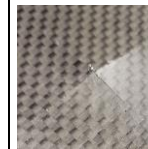
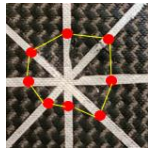
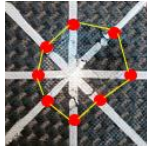
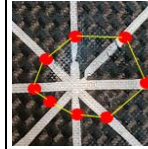



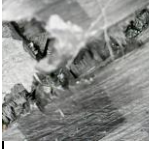
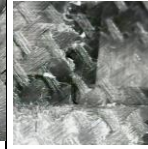
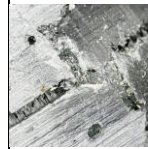





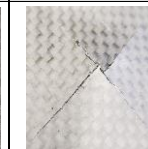
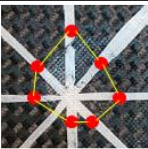
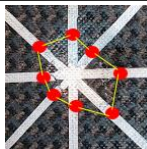
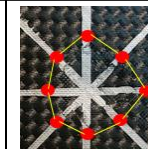



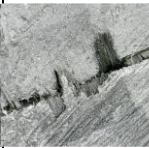
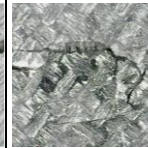
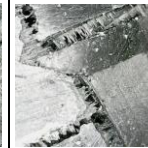
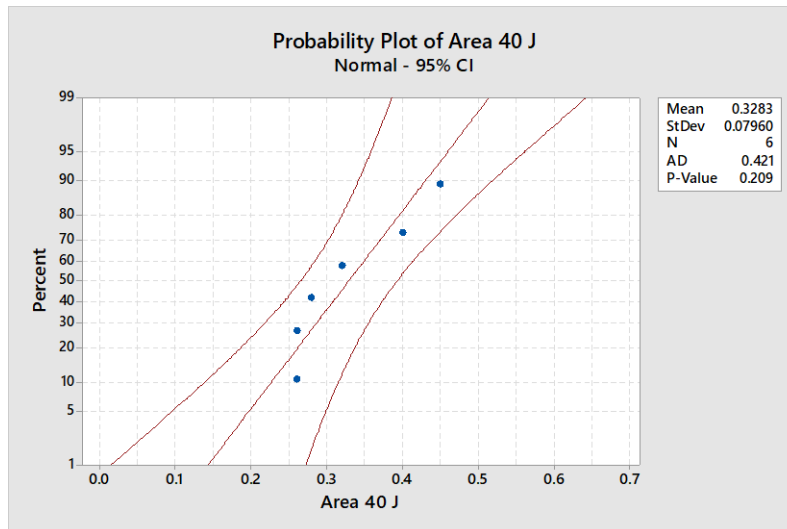
Prueba de impacto a 40 J						
Probeta	D1		D2		D3	
Modo de falla	Abolladura/grietas		Abolladura/divisiones combinadas/delaminación		Abolladura/grietas	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						
Área dañada		N/A		N/A		N/A
Microscopio						
Probeta	D4		D5		D6	
Modo de falla	Abolladura/grietas/delaminación		Abolladura/grietas		Abolladura/grietas	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						
Área dañada		N/A		N/A		N/A
Microscopio						

Figura 5.2. Modos de falla y daños superficiales resultantes en probetas de material compuesto ante impacto de 40 J.

La gráfica 5.11 muestra el análisis de normalidad aplicado a los resultados de las probetas para definir si los resultados de la prueba indicaban que se debía o no rechazar la hipótesis nula de que los datos provienen de una población distribuida normalmente, este análisis fue realizado en Minitab con un nivel de significancia del 5%.



Gráfica 5.11. Análisis de normalidad en probetas sometidas a impacto a 40 J.

Utilizando la misma analogía que, en las gráficas anteriores, ya que los valores se encuentran cercanos a la línea media de la gráfica puede concluirse que los resultados poseen un comportamiento normal. En base a esto podemos concluir que, al no tener valores con un valor de dispersión alto, se acepta la hipótesis nula de que la manufactura de las probetas fue realizada de manera óptima.

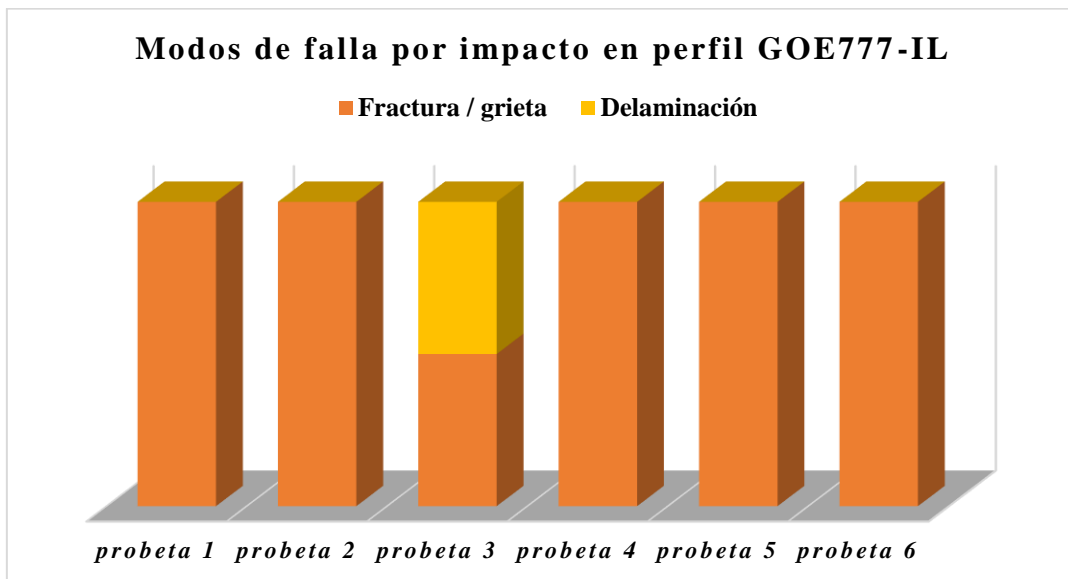
Los resultados presentaron una correlación activa entre el área de daño y la energía de impacto aplicada, dichos resultados son similares a los obtenidos por impacto a 37 J.

### 5.3. RESULTADOS DE PRUEBAS DE IMPACTO EN PERFILES ALARES

Como se mencionó en capítulos anteriores se manufacturaron y probaron los perfiles alares GOE777-IL y SC (2)-0714, a continuación, se muestra mediante gráficas y tablas los resultados obtenidos.

### 5.3.1. Perfiles GOE777-IL

Los perfiles fueron sometidos a un impacto de 40 J, el cual generó un daño superficial en el área superior de los perfiles alares. En base a la norma ASTM D7136 se realizó una clasificación de los modos de falla mostrados en los perfiles visualmente. A continuación, presenta los modos de falla predominantes en este modelo de perfil alar, los cuales son: fractura / grieta y delaminación tal como se observa en la gráfica 5.12.



Gráfica 5.12. Gráfica de modos de falla predominantes en prueba por impacto en perfiles alares GOE777-IL.

Los daños causados fueron dimensionados para obtener la longitud y ancho de los mismos. La tabla 5-6 muestra las dimensiones, en base a los resultados se aprecia que el perfil A6 obtuvo el daño horizontal mayor, mientras que el A5 obtuvo el valor longitudinal mayor.

Tabla 5-6. Dimensionamiento de daño por impacto en probetas.

PERFIL	ALTURA m [ft]	ENERGÍA DE IMPACTO	ANCHO mm [in]	LARGO mm [in]
<b>B1</b>	1.02 [3.34]	40 J	4.49 [0.177]	4.74 [0.187]
<b>B2</b>			5.51 [0.217]	13.00 [0.512]
<b>B3</b>			9.70 [0.382]	12.85 [0.506]
<b>B4</b>			4.14 [0.163]	3.37 [0.133]
<b>B5</b>			8.12 [0.320]	9.80 [0.386]
<b>B6</b>			7.03 [0.277]	7.03 [0.277]

<i>Media</i>	6.49 [0.256]	8.46 [0.333]
<i>Desv. estándar</i>	2.17 [0.085]	4.08 [0.160]

A continuación, la figura 5.3 se presenta como complemento de los resultados mostrados anteriormente en la tabla 5-6 en esta figura se tiene una comparación visual de los daños causados, esto con la ayuda de un microscopio.


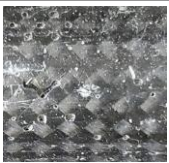


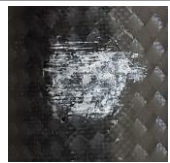
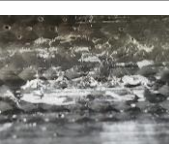


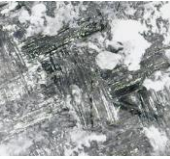

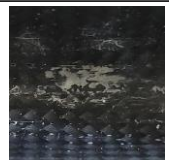
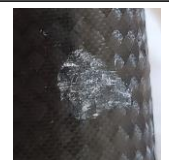
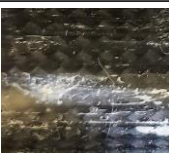
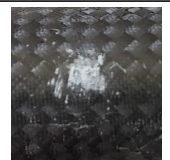

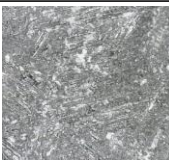
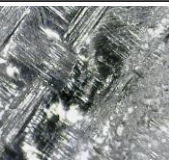

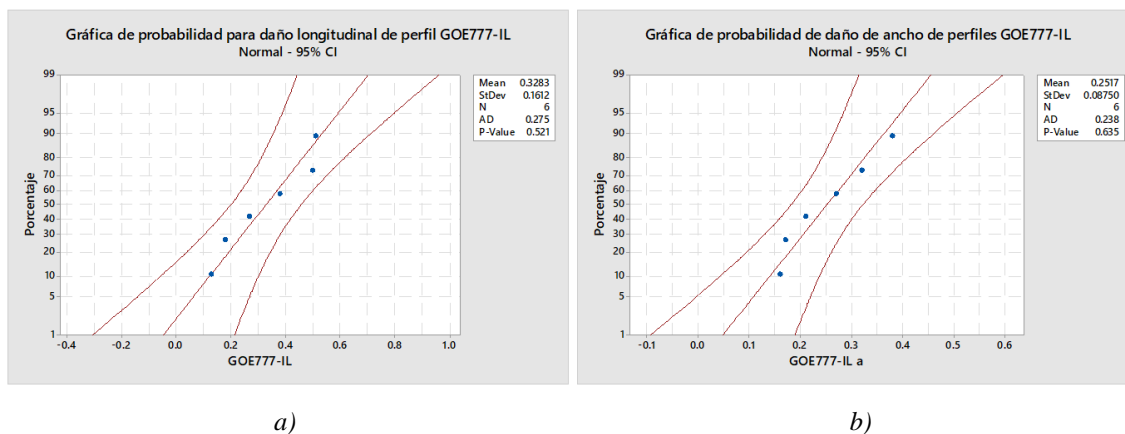
Prueba de impacto a 40 J						
Probeta	B1		B2		B3	
Modo de falla	Fractura		fractura		Grieta/delaminación	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						
Microscopio		N/A		N/A		N/A
Probeta	B4		B5		B6	
Modo de falla	Fractura		Grieta		Grieta	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						
Microscopio		N/A		N/A		N/A

Figura 5.3. Modos de falla y daño superficial resultante ante pruebas de impacto a 40 J en perfiles alares GOE777-IL.

Puede observarse en la mayoría de las probetas el daño posterior presenta una geometría ovalada, mientras que el daño frontal muestra una geometría circular derivada de la geometría semiesférica del indentador utilizado. Cabe mencionar que para los perfiles B1, B4 y B6 se produjo un daño mayor en la parte posterior que en la sección frontal, lo que hace que el daño sea aún más peligroso ya que si se tratara de un perfil en una aeronave y no una muestra, durante

las inspecciones visuales de la aeronave el daño podría pasar desapercibido y generar a futuro una complicación o accidente en esa sección.

Por último, como parte del análisis de resultados de los ensayos de impacto, se decidió realizar una prueba de normalidad a los valores resultantes, dicho análisis se encuentra en la gráfica 5.13.

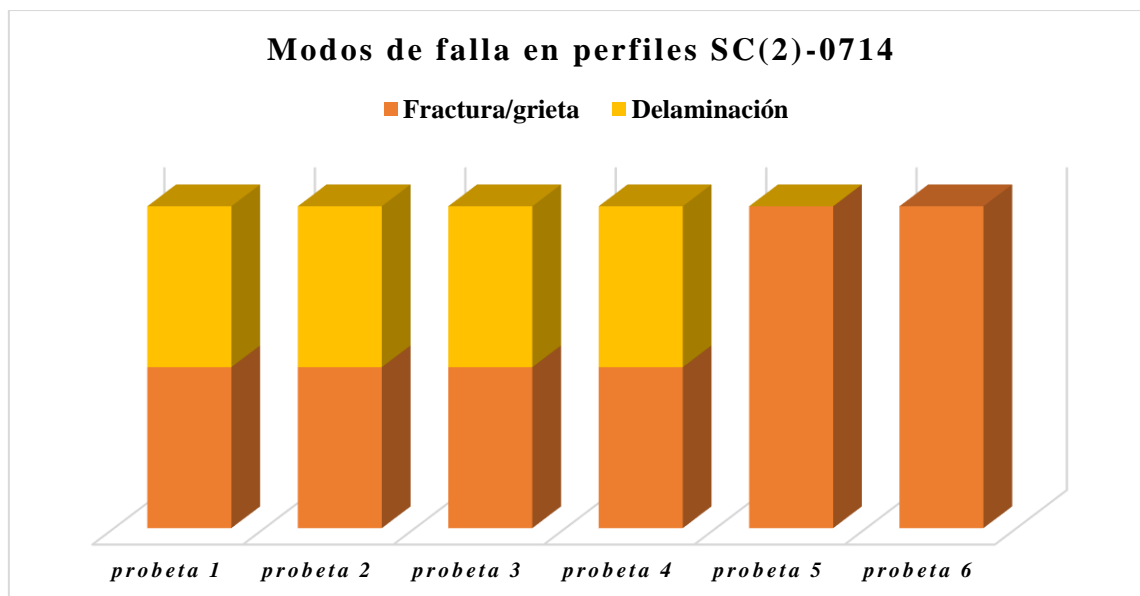


Gráfica 5.13. Análisis de normalidad, a) en daño longitudinal, b) en daño a lo ancho de los perfiles.

En base a las gráficas anteriores puede concluirse que se tiene un comportamiento normal de los valores resultantes por el orden de los datos cercanos a la línea media, así como un valor  $P > 0.05$ , en base a esto para ambas gráficas tal como se concluyó en las probetas, se acepta la hipótesis nula de la buena manufactura llevada a cabo en los perfiles alares.

### 5.3.2. Perfiles SC (2)-0714

La gráfica 5.14 muestra los modos de falla establecidos por la ASTM D7136, y la repetitividad que tuvo cada uno de ellos en los perfiles alares de material compuesto que fueron sometidos a la prueba de impacto por caída libre, donde de igual manera el modo de falla predominante fue por fractura y/o grietas.



Gráfica 5.14. Gráfica de modos de falla predominantes en prueba por impacto en perfiles alares SC (2)-0714.

Ya que la norma muestra el procedimiento para la obtención de dimensiones del daño, se tomaron las longitudes y ancho de daño de cada probeta. Es importante mencionar que no fue posible obtener el total de resultados descritos en la normativa debido a la geometría curva del perfil alar.

La tabla 5-7 contiene los valores dimensionales de lo antes mencionado.

Tabla 5-7. Dimensiones de la superficie del daño por impacto obtenidas de los perfiles.

PERFIL	ALTURA m [ft]	ENERGÍA DE IMPACTO	ANCHO mm [in]	LARGO mm [in]
A1	1.02 [3.34]	40 J	6.98 [0.275]	4.44 [0.175]
A2			9.75 [0.384]	10.89 [0.429]
A3			8.17 [0.322]	10.87 [0.428]
A4			9.57 [0.377]	11.27 [0.444]
A5			8.50 [0.335]	13.03 [0.513]
A6			12.72 [0.501]	12.29 [0.484]
<b>Media</b>			9.28 [0.365]	10.46 [0.412]
<b>Desv. estándar</b>			1.96 [0.077]	3.07 [0.120]

En ella podemos destacar como valor máximo longitudinal el del perfil A5, mientras que para valor mínimo se tiene el perfil A1, de igual forma los valores máximos y mínimos para el ancho lo obtuvieron los perfiles A6 y A1 respectivamente.

Los daños mostrados anteriormente pueden observarse en la figura 5.4, la cual contiene los resultados visuales tomados con la ayuda de microscopio para conocer la topografía de los daños ocasionados en la superficie de los perfiles alares.





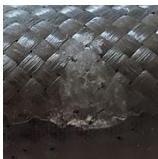

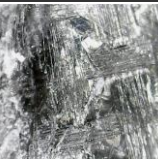




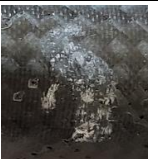
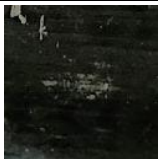

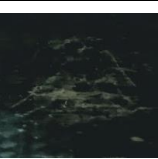

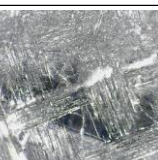

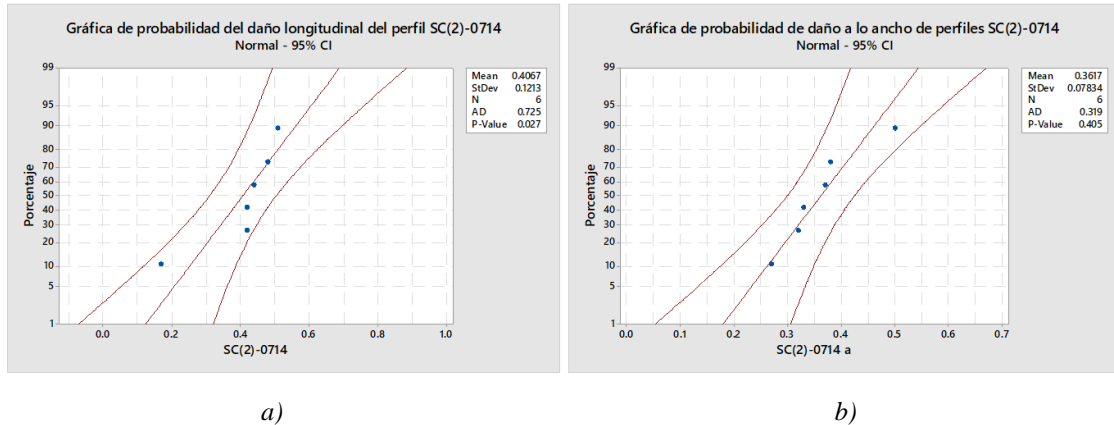
Prueba de impacto a 40 J						
Probeta	A1		A2		A3	
Modo de falla	Fractura/delaminación		Fractura/delaminación		Grietas	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						
Microscopio		N/A		N/A		N/A
Probeta	A4		A5		A6	
Modo de falla	Fractura/delaminación		Fractura		Fractura/delaminación	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						
Microscopio		N/A		N/A		N/A

Figura 5.4. Modos de falla y daño superficial resultante ante impacto a 40 J en perfiles alares SC (2)-0714.

Tal como en los resultados del perfil alar GOE777-IL, en los daños de este perfil se aprecia un daño tanto en la parte frontal como posterior; a diferencia del perfil alar pasado en este se tuvo gran similitud en cuanto a la dimensión de los daños frontales y posteriores de cada perfil, sin embargo, al igual que en las probetas por la composición del material no se tiene una visualización clara al 100% de saber si el daño se presenta a través del material o solo en la superficie, por lo que se recomienda en caso de daños similares donde solo pueda observarse una cara de la sección a analizar, utilizar métodos de inspección más completos para descartar posibles daños catastróficos.

A continuación, la gráfica 5.15 Presenta el análisis de normalidad realizado a los valores resultantes de las pruebas de impacto en perfiles alares SC (2)-0714 utilizando un nivel de significancia del 5%.



Gráfica 5.15. Análisis de normalidad, a) daño longitudinal, b) daño a lo ancho del perfil alar.

En base a la gráfica anterior se concluye que, aunque visualmente pareciera que ambas gráficas poseen un comportamiento normal de los resultados, la gráfica 5.15a, tuvo un valor  $P < 0.05$ , lo que significa que su comportamiento no es normal. A diferencia de las gráficas mostradas con anterioridad, en la gráfica 5.15b en base al valor de P se rechaza la hipótesis nula de la manufactura de la probeta, aunque este resultado no dicta al 100% que dicha manufactura se haya llevado a cabo de forma errónea, podría ser también que la cantidad de muestras es muy pequeña para el análisis, esto se establece en base a la interpretación de resultados de las pruebas de impacto.

## 5.4. COMPARACIÓN TEÓRICA DE RESULTADOS

Ya que la fibra de carbono es uno de los materiales cuya implementación en un porcentaje elevado de los componentes de una aeronave comercial es relativamente nuevo, se decidió realizar una comparación de los resultados de experimentales VS los resultados que muestra la literatura en uno de los materiales compuestos mayormente utilizado desde hace varias décadas en el sector aeroespacial: la fibra de vidrio.

Para esta sección fueron tomando como base artículos e investigaciones con procedimientos similares a los realizados en este trabajo de tesis, esto se llevó a cabo con el fin de conocer la diferente respuesta de cada material ante un mismo tipo de prueba para poder concluir que material es el que muestra un mejor desempeño.

#### **5.4.1. Pruebas de tensión**

En el trabajo de N. Ozsoy [68] se muestra que para una prueba de tensión con probetas manufacturadas con laminado manual y orientación de fibra [0, 0, 90, 90] se tuvo una mayor resistencia a tensión con un ángulo a 0°, y una resistencia mínima a 90°; en esta investigación, los resultados obtenidos de la prueba de tensión realizada bajo la ASTM D3039 mostraron un modo de falla horizontal a 90° en la todas las probetas, teniendo en algunas de ellas una ruptura a 45°, lo que en base a lo antes mencionado coincide en que la resistencia de la angulación a 90° sea baja.

T. D. Jagannatha [69] nos dice que dependiendo el porcentaje de fibra-resina utilizados se puede o no mejorar el límite elástico de un laminado, y realizando una comparación de fibra de vidrio con fibra de carbono se tiene un porcentaje de mejora del 30% y 61.31% respectivamente, ambos teniendo una relación de fibra del 60%. Para esta investigación se utilizó un porcentaje de 51.54% fibra de carbono y 48.45% resina epóxica, lo que representa una diferencial del 10%, lo que basándonos en el trabajo de Jagannatha, los resultados obtenidos mostrarían una optimización de su límite elástico.

#### **5.4.2. Pruebas de impacto**

Para la comparación teórica de los resultados obtenidos VS los resultados de artículos [70][71] con pruebas donde utilizaron fibra de vidrio, se encontraron artículos que aunque cuentan con valores de energía de impacto inferiores a la utilizada, es factible el realizar una comparación por la similitud entre materiales y procesos utilizados. En ellos se maneja una energía de impacto de 15 J y 17.85 J con un área de daño de 4.2 y 5.8 mm<sup>2</sup> respectivamente, en la presente tesis se obtuvo una media del área de daño con una energía de 37 J de 8.2 mm<sup>2</sup>, basándonos en la diferencia de energía aplicada y por ende sus resultados, se obtuvieron valores muy cercanos al

obtenido en las pruebas realizadas tomando en cuenta la diferencia de energías de impacto antes mencionada.

## **5.5. VALIDACIÓN DE RESULTADOS MEDIANTE SIMULACIONES**

Para esta investigación se decidió realizar una validación de los resultados obtenidos mediante experimentación ante los obtenidos por medio de análisis de elemento finito con la ayuda del software de ingeniería ANSYS, donde se introdujeron como valores iniciales las propiedades de los materiales obtenidas de sus respectivas fichas técnicas.

### **5.5.1. Prueba de tensión**

Utilizando ANSYS se llevó a cabo la simulación de la prueba de tensión en base a la ASTM D30309, donde se colocaron las mordazas en los extremos para que el resultado fuera lo más cercano posible al resultado práctico, la figura 5.5 muestra en color azul las mordazas y en rojo la probeta (el color rojo se debe a la alta concentración de esfuerzos).

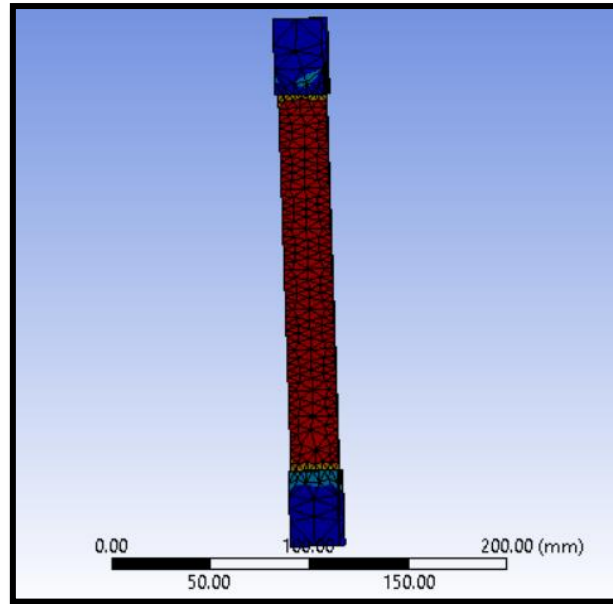


Figura 5.5. Simulación de prueba de tensión realizada en ANSYS.

Para una mejor visualización de resultados se creó la tabla 5.6, la cual muestra los resultados obtenidos mediante la simulación y los obtenidos mediante las pruebas mecánicas realizadas. Para los valores de las pruebas mecánicas se utilizaron los datos de la tabla 5-8.

Tabla 5-8. Validación de resultados prácticos con resultados numéricos.

	PRUEBA MECÁNICA	SIMULACIÓN	% DE DIFERENCIA EN RESULTADOS
<i>Desplazamiento mm [in]</i>	3.43	3.47	1.15 %
<i>Deformación</i>	1.89	1.9	0.5 %
<i>Esfuerzo máx. MPa [psi]</i>	328.02	353.63	7.8 %

En base a la tabla anterior se aprecia que la diferencia entre ambas columnas de resultados teóricos y prácticos es muy baja, lo que se traduce como una validación exitosa de los resultados obtenidos.

### 5.5.2. Prueba de impacto

Como se mencionó con anterioridad, se utilizó el software ANSYS para la simulación de la prueba de impacto en probetas, se mantuvieron las condiciones de velocidad, materiales y

dimensiones para que el resultado fuera lo más similar posible al obtenido mediante la experimentación. En la figura 5.6 se observa la probeta de impacto con las áreas de mayor y menor deformación.

Tal como en la simulación de la prueba a tensión, las áreas con menor deformación se encuentran en color azul, mientras que las que presentan mayor deformación se encuentran en color rojo.

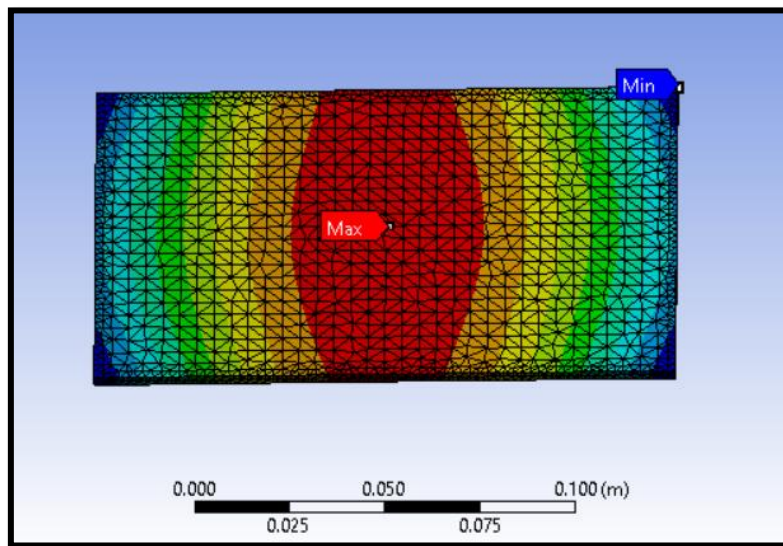


Figura 5.6. Resultado de simulación en ANSYS de prueba de impacto en probetas.

El resultado obtenido concuerda con el práctico, donde se tuvo un mayor daño al centro de la probeta ocasionado por el indentador, la diferencia que se tuvo entre ambos es la amplitud del área de daño que muestra el software comparado con el área que pudo visualizarse en las probetas mediante el microscopio y la aplicación de líquidos penetrantes.

### 5.5.3. Inspección por medio de líquidos penetrantes en probetas

Se realizó la aplicación de tinta fluorescente a las 12 probetas impactadas por ambas caras para tener una mejor visualización de los daños, una vez limpia el

área a analizar se aplicó luz negra sobre la superficie para tener una imagen más clara de las grietas, la figura 5.6 contiene los resultados obtenidos.

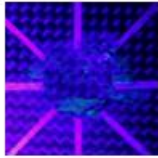


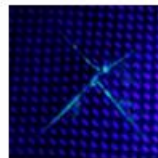
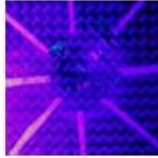

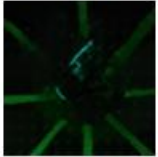

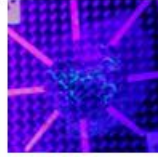
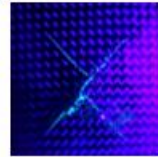
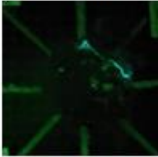
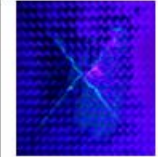
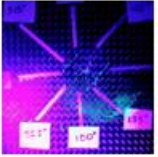
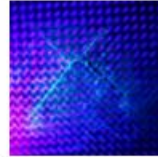
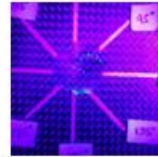
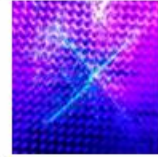

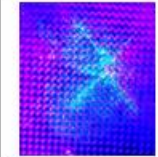
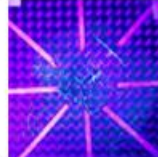
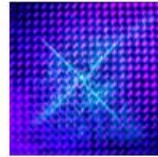
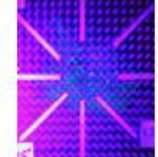
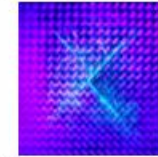
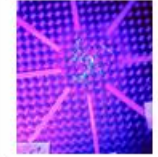

Impacto a 40 J						
Probeta	D1		D2		D3	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						
Probeta	D4		D5		D6	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						
Impacto a 37 J						
Probeta	G1		G2		G3	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						
Probeta	G4		G5		G6	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						

Figura 5.7. Concentrado de visualización de grietas por medio de líquidos penetrantes.

Aunque las grietas y daños ocasionados por el indentador en las probetas podían observarse a simple vista, al aplicar la tinta fluorescente en ambas superficies se pudo observar el tamaño real de las grietas, y en algunos casos aislados se pudo ver como el daño trascendía a través de la probeta y no solo en la superficie como se creía inicialmente.

#### 5.5.4. Inspección por medio de líquidos penetrantes en perfiles alares

Una vez finalizada la aplicación de tinta fluorescente en los doce perfiles alares (seis de cada tipo), se realizó el concentrado de la figura 5.7 para tener una mejor visualización de las grietas obtenidas en cada perfil.

G0E777-IL						
Probeta	B1		B2		B3	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						
Probeta	B4		B5		B6	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						
SC(2)-0714						
Probeta	A1		A2		A3	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						
Probeta	A4		A5		A6	
Sección	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior	Frontal	Posterior
Figura						

Figura 5.8. Concentrado de visualización de grietas superficiales por medio de líquidos penetrantes.

Ya que para los perfiles alares la inspección visual realizada previa a la aplicación de tinta fluorescente en la superficie no reflejaba daño en un porcentaje de las probetas, la aplicación de este método de inspección fue de gran ayuda para observar todas las pequeñas grietas y defectos que efectivamente se formaron al momento del impacto, pero no eran visibles a simple vista.

# **CAPÍTULO 6**

# **DISCUSIONES Y**

# **CONCLUSIONES**

**Prueba de impacto en probetas ASTM D7136:** El daño causado por el indentador en las probetas causó un daño mayor en la parte posterior del causado en la parte frontal, esto en las probetas sometidas a 37 y 40 J.

Un 50% de las probetas sometidas a 37 J y 80% de las sometidas a 40 J mostró un daño longitudinal mayor a un ángulo de 45°, mientras que el daño mínimo se registró en una angulación de 225° en un 83 y 80% respectivamente. En base a la norma ASTM D7136 el modo de falla prominente en la experimentación fue por abolladura / grietas.

**Prueba de impacto en perfiles alares:** Tal como en las probetas, los perfiles alares mostraron daño significativo en la parte posterior, mientras que en la curvatura del ángulo de ataque se mostró un daño muy pequeño sin visible abolladura como se presentó en las probetas. Al observar los perfiles en microscopio fue posible visualizar pequeñas grietas partidarias de burbujas de aire microscópicas formadas al momento de la manufactura del mismo, lo cual no se presentó en las probetas al momento de las pruebas.

Al momento de su realización se observó que, gracias a la geometría curva de los perfiles alares, el indentador generó menor daño aparente en la superficie, pero internamente el daño causado al igual que en las probetas si se presentara en una aeronave podría ser catastrófico.

**Pruebas de tensión ASTM D3039:** Se caracterizó el modo de falla de las probetas conforme a la norma ASTM D3039 concluyendo con un modo de falla predominante tipo LGM 50% seguido por LAT 33% y finalmente LMV 17%.

La curva resultante de la gráfica esfuerzo – deformación mostró un acomodo uniforme en los datos, lo que puede traducirse como una buena manufactura y por lo tanto un resultado aceptable.

**Manufactura de probetas y perfiles alares:** En base a las conclusiones antes mencionadas se puede mencionar que la manufactura de los dos diferentes tipos de probetas (tensión e impacto), así como perfiles alares, fue llevada a cabo con sincronía y uniformidad, ya que los resultados de las probetas y perfiles fueron muy cercanos.

**Modos de falla en probetas y perfiles alares:** Con un enfoque aplicado a los resultados obtenidos mediante las pruebas de impacto por gravedad, se concluye que el modo de falla predominante en las piezas de material compuesto utilizando un refuerzo de fibra de carbono y como matriz una resina epóxica fue el modo III (rasgado) de falla por fractura, el cual fue posible establecer gracias al acercamiento que se hizo de las fibras con la ayuda del microscopio, dicho modo se establece solo para superficies planas como en el caso de las probetas, mientras que para superficies curvas, en este caso los perfiles alares no se presentó un modo de daño evidente ya que por la geometría de la pieza la energía de impacto no fue lo suficientemente alta como para ocasionar daños visibles o que pudieran representar peligro al perfil alar.

Mientras que para las pruebas de tensión se concluye que el modo de falla predominante utilizando el mismo tipo de material fue el modo II de cizallamiento, el cual fue visible en las fibras encontradas en las superficies donde ocurrió la fractura por la fuerza aplicada a la probeta.

**Inspección por líquidos penetrantes en probetas y perfiles alares:** En base a la inspección realizada en las probetas y perfiles alares mostrada en el capítulo cuatro puede concluirse que se realizó de forma satisfactoria, ya que fue posible observar la longitud real de las grietas, lo cual no había sido posible mediante la inspección visual realizada en un inicio. Es importante mencionar que en un pequeño número de probetas fue posible observar que el daño fue a través de la probeta y no solo en las capas superficiales de la misma como se creía al inicio, lo que apoya lo mencionado en el capítulo 2 sobre la severidad que pueden llegar a tener los daños por impacto en materiales compuestos por no presentarse en las inspecciones visuales que tienen las aeronaves cada ciertas horas de vuelo.

## 6.1. CONCLUSIÓN GENERAL

De forma general se puede concluir que para componentes de material compuesto de fibra de carbono 3K bidireccional y resina epóxica, el daño que se genera al momento del impacto en la superficie del material es equivalente a la energía de impacto aplicada y a la geometría del componente a probar, como en este caso se tuvo una diferencia ante el impacto en una cara plana (probeta) y una convexa (perfiles alares). También en el caso de estos materiales se presenta un tipo de falla que no es visible mediante una inspección visual rutinaria, solo al momento de utilizar el microscopio o aplicar los líquidos penetrantes se fue posible observar las grietas formadas entre las capas y superficie de los materiales, además de que la causada por impacto resulta tener un mayor daño en la parte posterior de la pieza que en la delantera.

## 6.2. BIBLIOGRAFÍA

- [1] J. A. Cerdan, “La prehistoria: Etapas,” 2012.
- [2] B. M., “Historia de los materiales,” México.
- [3] E. de Ingeniería Técnica Civil, “Materiales de construcción II,” p. 9, 2007.
- [4] I. P. J. Bogarin, “Determinación de los parámetros óptimos para manufactura de una horquilla con aplicación potencial en monoplazas de F1.,” Universidad Autónoma de Baja California, 2018.
- [5] D. Askeland, *Ciencia e ingeniería de los materiales*, 3rd ed. México: International Thomson Publishing, 1998.
- [6] M. Incorporated, “History of composite materials.” [Online]. Available: <https://www.mar-bal.com/language/en/applications/history-of-composites/>.
- [7] R. M. Jones, *Mechanics of composite materials*, 2nd ed. Philadelphia: Taylor & Francis, 1999.
- [8] M. S. Hernández, “Análisis comparativo de una sección estructural del fuselaje de una aeronave entre material compuesto ortogonal simétrico balanceado y aluminio,” Universidad Autónoma de Baja California, 2013.
- [9] C. A. R. Vázquez, “Patrones y mecanismos de fractura en los materiales compuestos de matriz polimérica reforzados con fibras,” Universidad Autónoma de Nuevo León, 2013.
- [10] F. Escarti, “Otto Lilienthal: el hombre pájaro.” [Online]. Available: <https://elsecretodelospajaros.net/2013/01/08/el-hombre-pajaro/>.
- [11] D. Westlund, “Evolution of materials in aerospace,” Atlantic City, 2016.
- [12] Airbus, “Aviations material evolution,” 2017. [Online]. Available: <https://www.airbus.com/newsroom/news/en/2017/02/Material-evolution.html>.
- [13] A. Ghobadi, “Common Type of Damages in Composites and Their Inspections,” *World J. Mech.*, vol. 07, no. 02, pp. 24–33, 2017.
- [14] M. Chun-Yung Niu, *Airframe structural design*, 1st ed. California: Lockheed Aeronautical Systems Company, 1989.
- [15] G. W. D. I. F. Sakata, “Design considerations for composite fuselage structure of commercial transport aircraft,” California, 2019.
- [16] S. O. Neidigk, D. P. Roach, R. L. Duvall, and T. M. Rice, “Detection and

- characterization of hail impact damage in carbon fiber aircraft structure,” Washington D.C., 2017.
- [17] S. Gholizadeh, “a Review of Impact Behaviour in Composite Materials,” *Int. J. Mech. Prod. Eng.*, no. 7, pp. 2321–2071, 2019.
- [18] D. Barry, “Fatigued right wing causes fatal Mount Isa air crash,” *The North West Star*, 2019. [Online]. Available: <https://www.northweststar.com.au/story/6206659/fatigued-right-wing-causes-fatal-mount-isa-air-crash/>. [Accessed: 03-Feb-2020].
- [19] D. Plate, “Why is Carbon Fiber Preferred for Aircraft Bodies?,” 2019. [Online]. Available: <https://dragonplate.com/why-is-carbon-fiber-preferred-for-aircraft-bodies#:~:text=Carbon Fiber Improves Aerodynamic Performance&text=Additionally%2C the stiffness of carbon,%25%2C by reducing aerodynamic drag.> [Accessed: 10-Feb-2020].
- [20] A. F. Investigation, “AAIB Bulletin,” Jersey, 2012.
- [21] J. B. Shah, “Failure Analyses of Aircraft Accidents - 3.,” *Met Eng Q*, vol. 15, no. 1, pp. 33–39, 1975.
- [22] S. J. Findlay and N. D. Harrison, “Why aircraft fail,” no. November, pp. 18–25, 2002.
- [23] M. Huber, “Fatigue fracture blamed in fatal EC225 crash in Norway,” *AINonline*, 2018. [Online]. Available: <https://www.ainonline.com/aviation-news/business-aviation/2018-07-05/fatigue-fracture-blamed-fatal-ec225-crash-norway>. [Accessed: 03-Feb-2020].
- [24] A. Mouritz, Ed., “Fatigue of aerospace materials,” in *Introduction to Aerospace Materials*, Woodhead Publishing, 2012, pp. 469–497.
- [25] C. Bisio, “Bird strike damage location,” *Eclipse wildlife control*, 2020. [Online]. Available: <https://airportbirdcontrol.com/birdstrike-damage-location/>. [Accessed: 05-Feb-2020].
- [26] I. Maragakis, “Bird population trends and their impact on aviation safety 1999-2008,” 2009.
- [27] R. A. DOLBEER, “Height Distribution of Birds Recorded by Collisions with Civil Aircraft,” *J. Wildl. Manage.*, vol. 70, no. 5, pp. 1345–1350, 2006.
- [28] M. Huber, “How Things Work: Stopping the A380,” *Air & Space*, Washington D.C., Aug-2011.

- [29] F. C. Campbell, *Structural composite materials*, 1st ed. Ohio: ASM International, 2010.
- [30] et al. R. C. Adams, *Composites*. ASM International, 2001.
- [31] D. D. L. Chung, *Composite Materials*, 2nd Editio. London: Springer London, 2010.
- [32] CUG, “Composite terminology,” 2015. [Online]. Available: <http://compositesuniversal.com/composite.terminology.html>.
- [33] Airbus, “Composites: Airbus continues to shape the future,” 2017. [Online]. Available: <https://www.airbus.com/newsroom/news/en/2017/08/composites--airbus-continues-to-shape-the-future.html>. [Accessed: 10-Feb-2019].
- [34] FAA, “Aviation maintenance technician handbook - airframe,” *Aviat. Maint. Tech. Handb. - Airframe*, vol. 1, p. 588, 2018.
- [35] Boeing, “Advanced composite use,” 2019. [Online]. Available: <https://www.boeing.com/commercial/787/by-design/#/advanced-composite-use>. [Accessed: 10-Feb-2019].
- [36] S. Franchini and O. Lopez García, *Introducción a la ingeniería aeroespacial*, 2nd ed. Madrid: Alfaomega, Garceta, 2017.
- [37] D. I. Avendaño Calvillo, “Investigación Sobre Perfiles Aerodinámicos De Aeronaves Utilitarias Para Un Rango Amplio De Operaciones,” Instituto Politécnico Nacional, 2011.
- [38] M. N. G. Gunther, “Aircraft loads,” Munich, 2000.
- [39] J. Rosario, “Las colisiones con aves en vuelo,” *Asoc. Pasión por volar*, 2010. [Online]. Available: <http://www.pasionporvolar.com/las-colisiones-con-aves-en-vuelo/>. [Accessed: 11-Feb-2019].
- [40] R. G. Thomson and J. Hayduk, “An analytical evaluation of the denting of airplane surfaces by hail,” Hampton, 1969.
- [41] Field P.R. *et al.*, “Hail Threat Standardisation (EASA),” *EASA*, p. 133, 2008.
- [42] C. Davide, “What happens when a bird strikes a plane?,” *The Conversation*, 2017. [Online]. Available: <https://theconversation.com/what-happens-when-a-bird-strikes-a-plane-84502>. [Accessed: 11-Feb-2019].
- [43] B. strike committee USA, “Photo gallery,” *Bird strike committee USA*, 2019. [Online]. Available: <http://www.birdstrike.org/photo-gallery/>. [Accessed: 11-Feb-2019].

- [44] S. Jason, “‘Scariest flight of my life’: Hail smashes nose of plane that flew into towering storm,” *The Washington post*, 2018. [Online]. Available: <https://www.washingtonpost.com/news/capital-weather-gang/wp/2018/06/05/scariest-flight-of-my-life-hail-smashes-nose-of-plane-that-flew-into-towering-storm/>. [Accessed: 11-Feb-2019].
- [45] K. Kiernan, “How Much Of A Threat Do Drones Pose To Air Travel? Here’s What You Should Know,” *Forbes*, 2019. [Online]. Available: <https://www.forbes.com/sites/kristykiernan/2019/02/21/drones-threat-airplanes-airports/#70d75fae30c6>. [Accessed: 14-Jun-2020].
- [46] M. Aldaco López, “Análisis experimental y numérico de propagación de grietas en aleaciones de grado aeroespacial,” Universidad Autónoma de Baja California, 2018.
- [47] M. A. M. and M. S. Salit, “Mechanical failure of materials,” in *Materials Selection and Design*, Singapore: Springer Singapore, 2013, p. 120.
- [48] J. J. G. Arana, José Luis, *Mecánica de la fractura*. Bilbao: Servicio Editorial Universidad del país Vasco, 2002.
- [49] A. T. Zhender, “Modes of fracture,” in *Encyclopedia of Tribology*, no. 2001, Ithaca, NY, 2013.
- [50] S. D. Antolovich, A. Saxena, and W. W. Gerberich, “Fracture mechanics – An interpretive technical history,” *Mech. Res. Commun.*, vol. 91, pp. 46–86, 2018.
- [51] E. Correa, F. París, and V. Mantic, “‘ Kinking ’ de grietas transversales de interfase entre fibra y matriz de materiales compuestos fibrosos,” *Mater. Compuestos 03*, pp. 743–751, 2003.
- [52] B. Harris, *Engineering composite materials*. London: The Institute of Materials, London, 1999.
- [53] M. Naebe, M. M. Abolhasani, H. Khayyam, A. Amini, and B. Fox, “Crack damage in polymers and composites: A review,” *Polym. Rev.*, vol. 56, no. 1, pp. 31–69, 2016.
- [54] P. J. G. Schreurs, “Fracture Mechanics,” p. 50, 2012.
- [55] S. Carbon, “The K-Factor – What is 1K, 3K and 12K?,” *Online*, 2020. [Online]. Available: <https://www.schmolke-carbon.com/good-to-know/about-carbon/>. [Accessed: 10-Feb-2020].

- [56] F. G. D. Corporation, “3K, Plain Weave Carbon Fiber,” Brookville, 2010.
- [57] Pro-Set, “LAM-125,” Bay City, 2015.
- [58] “West System 105/205,” 2014.
- [59] I. ASTM, “ASTM D3039 Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials,” West Conshohocken, 2000.
- [60] ASTM/International, “ASTM D7136 - Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event,” 2012.
- [61] G. M. Batra and I. P. Fulfillment, “An investigation of non-standard angle composite laminate,” Georgia Institute of Technology, 2018.
- [62] A. Tools, “GOE 777 AIRFOIL (goe777-il).” [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=goe777-il>. [Accessed: 02-Feb-2020].
- [63] A. Tools, “NASA SC(2)-0714 AIRFOIL (sc20714-il).” [Online]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=sc20714-il>. [Accessed: 02-Feb-2020].
- [64] A. la Cour-Harbo, “Mass threshold ‘harmless’ drones,” *J. Vib. Control*, no. May 2015, p. 14, 2019.
- [65] M. E. Velazco Martínez, “Evaluación de la preparación mediante la prueba de compresión después del impacto (CAI) en materiales compuestos con estructura tipo sándwich,” Universidad Autónoma de Baja California, 2017.
- [66] T. A. Tejedor, R. Singh, and P. Pilidis, *Maintenance and repair of gas turbine components*. 2013.
- [67] T. Zappia, *Inspection and quality control in friction stir welding*. Woodhead Publishing Limited, 2009.
- [68] N. Ozsoy, A. Mimarolu, M. Ozsoy, and M. I. Ozsoy, “Comparison of mechanical behaviour of carbon and glass fiber reinforced epoxy composites,” *Acta Phys. Pol. A*, vol. 127, no. 4, pp. 1032–1034, 2015.
- [69] T. Jagannatha and G. Harish, “Mechanical Properties of Carbon/Glass Fiber Reinforced Epoxy Hybrid Polymer Composites,” *Int. J. Mech. Eng. Robot. Res.*, vol. 4, no. 2, pp. 131–137, 2015.
- [70] S. N. A. Safri, M. T. H. Sultan, and F. Cardona, “Impact damage evaluation of Glass-

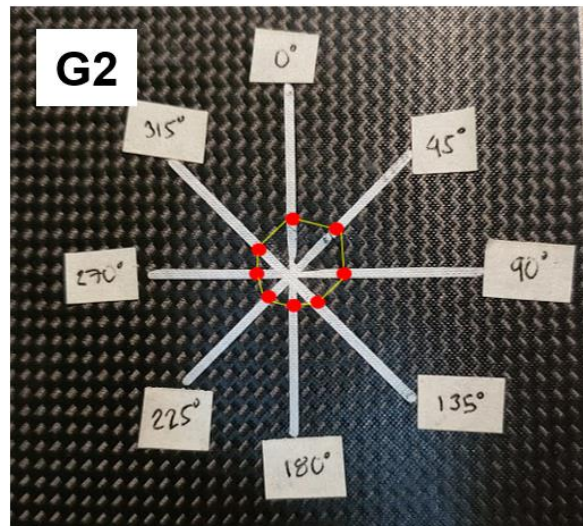
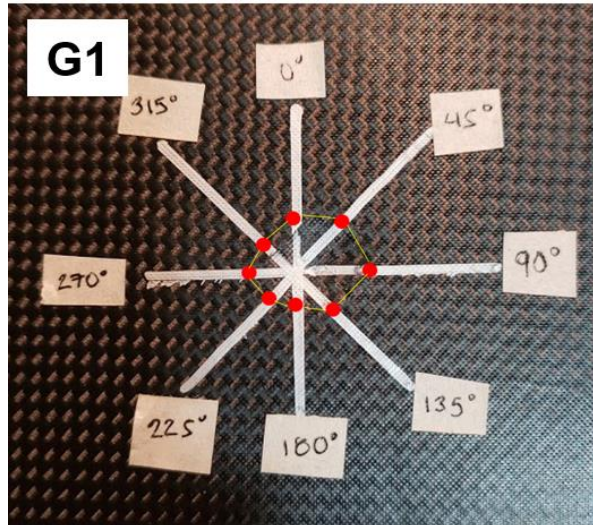
Fiber Reinforced Polymer (GFRP) using the drop test rig - An experimental based approach,” *ARN J. Eng. Appl. Sci.*, vol. 10, no. 20, pp. 9916–9928, 2015.

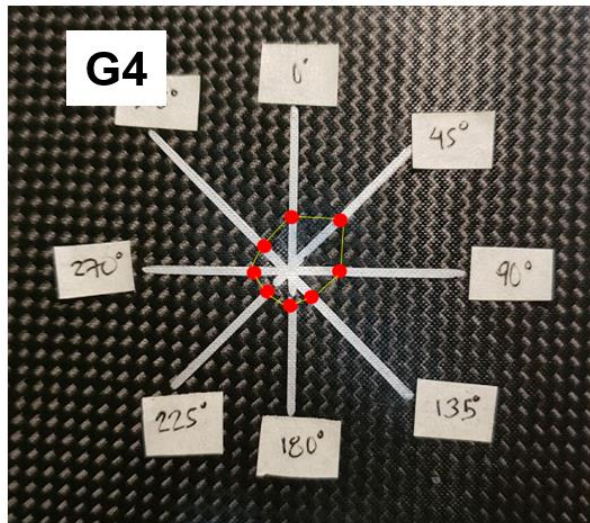
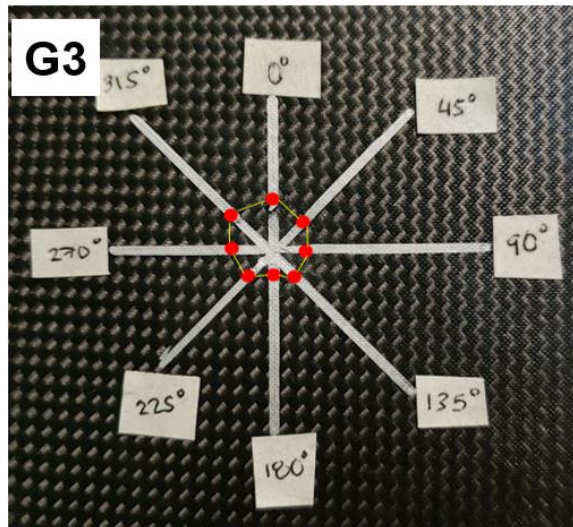
- [71] B. S. Sugun and R. M. V. G. K. Rao, “Low-velocity impact characterization of glass, carbon and kevlar composites using repeated drop tests,” *J. Reinf. Plast. Compos.*, vol. 23, no. 15, pp. 1583–1599, 2004.

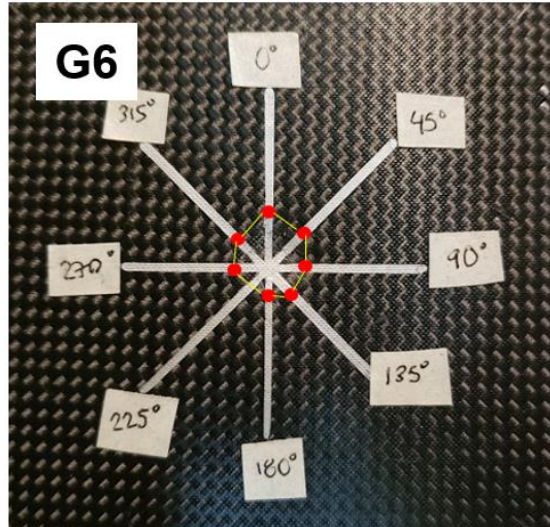
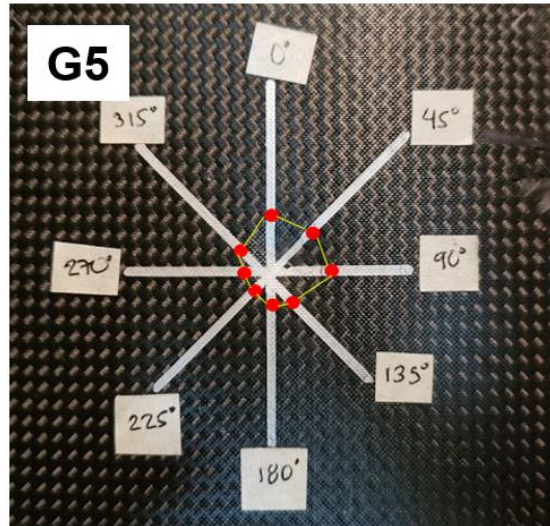
## 6.3. ANEXOS

### 8.1. Daños por impacto en probetas bajo la ASTM D7136

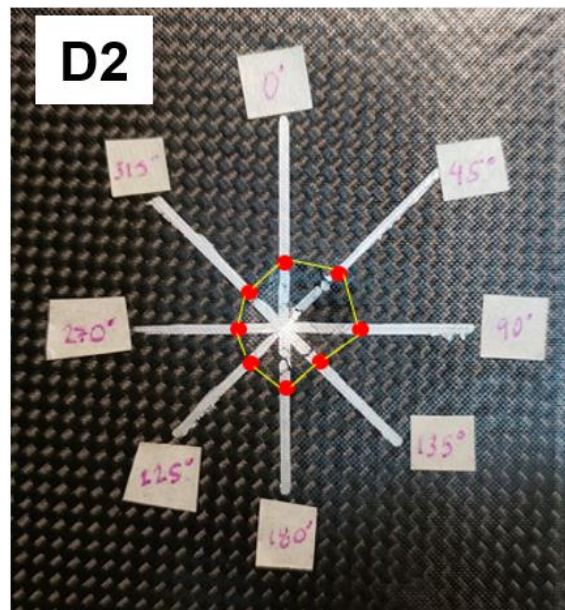
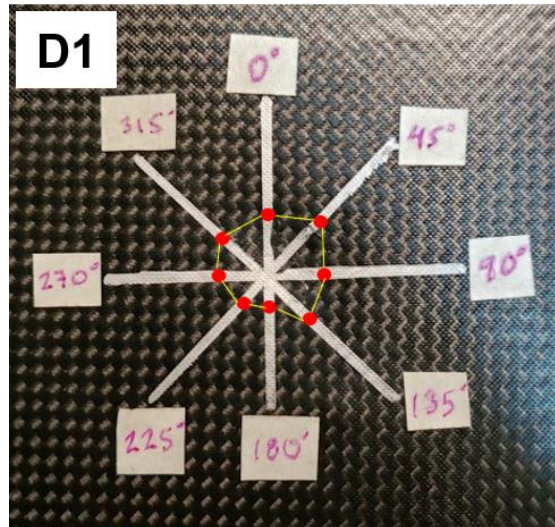
Probetas sometidas a impacto de 37 J

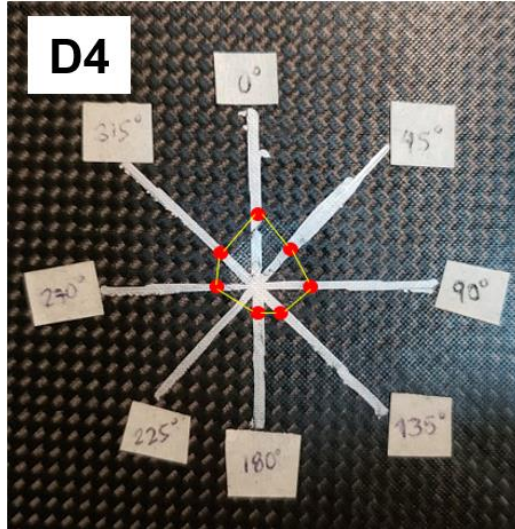
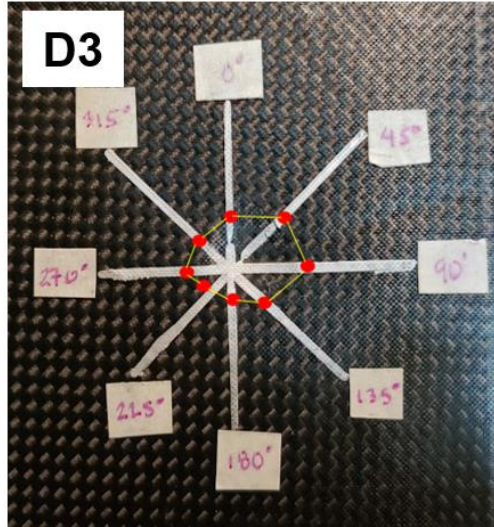


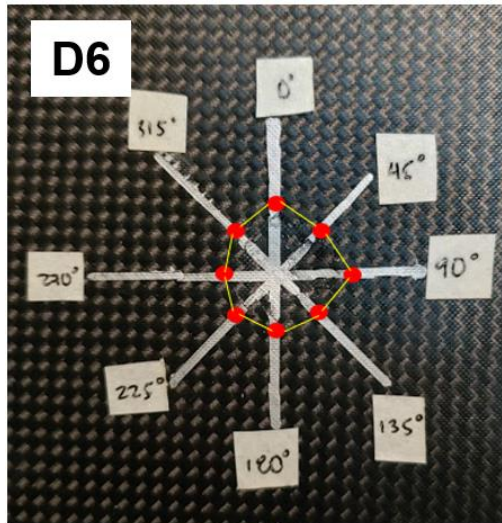
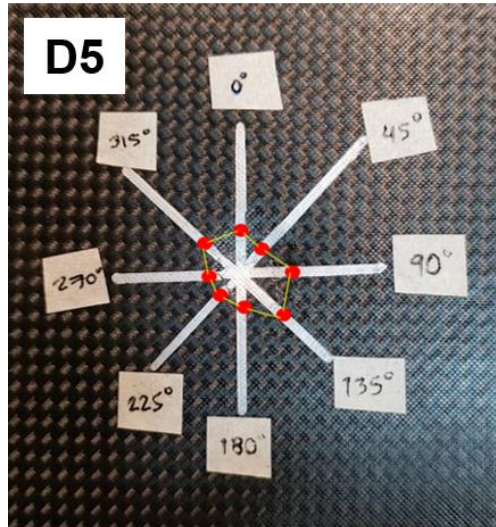




Probetas sometidas a impacto de 40 J

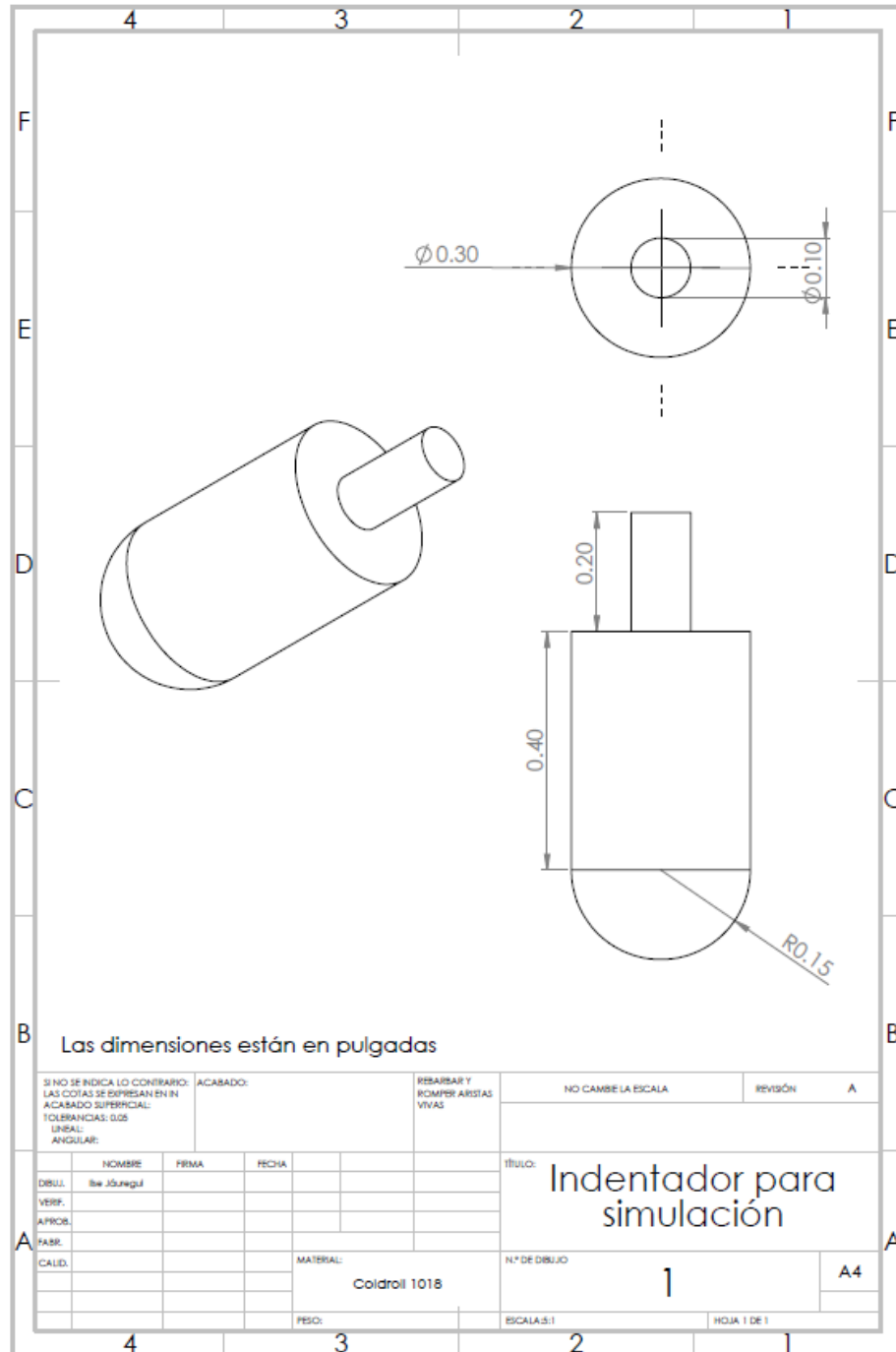




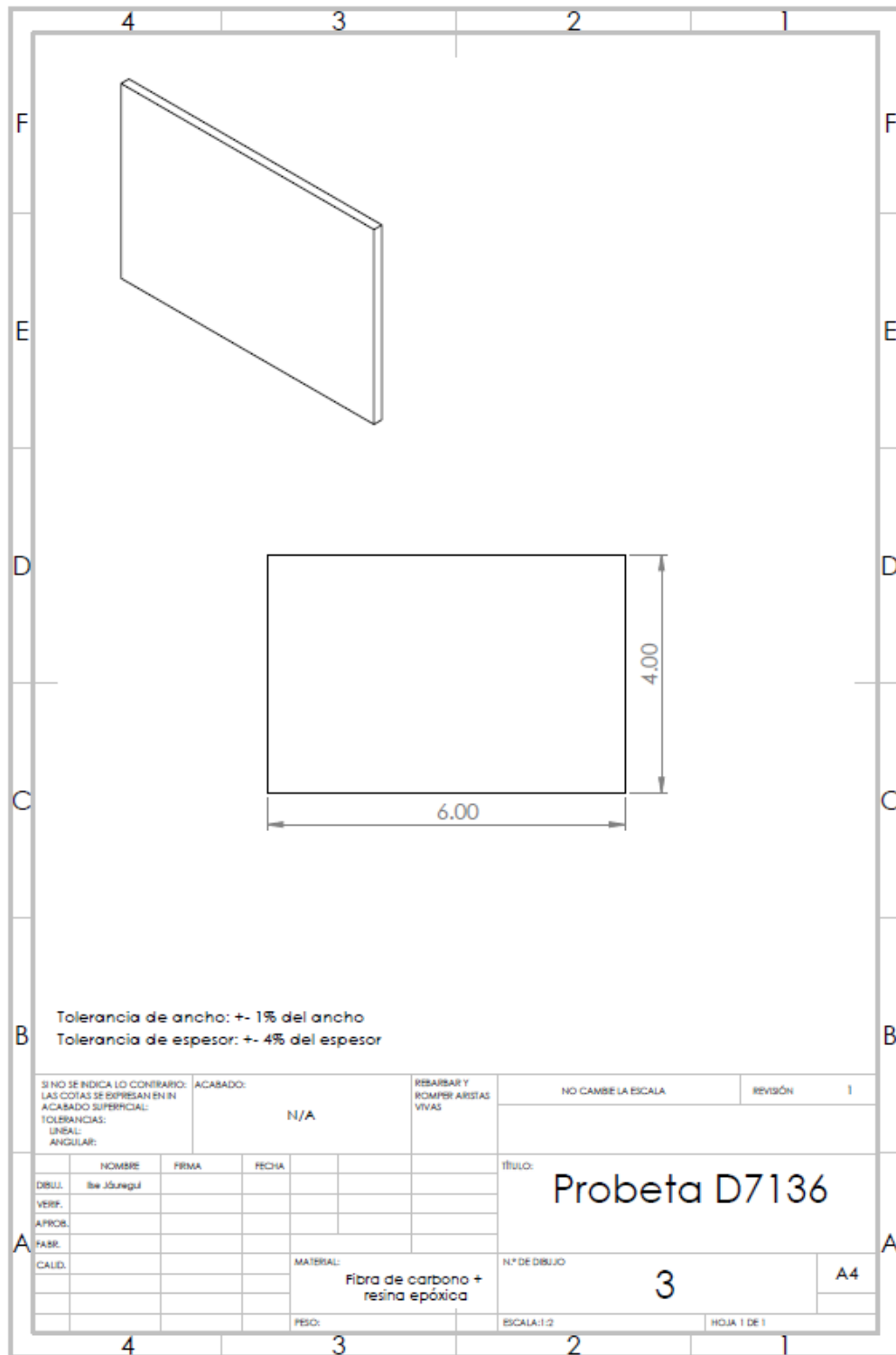


## 8.2. Planos de componentes para manufactura, pruebas y simulaciones

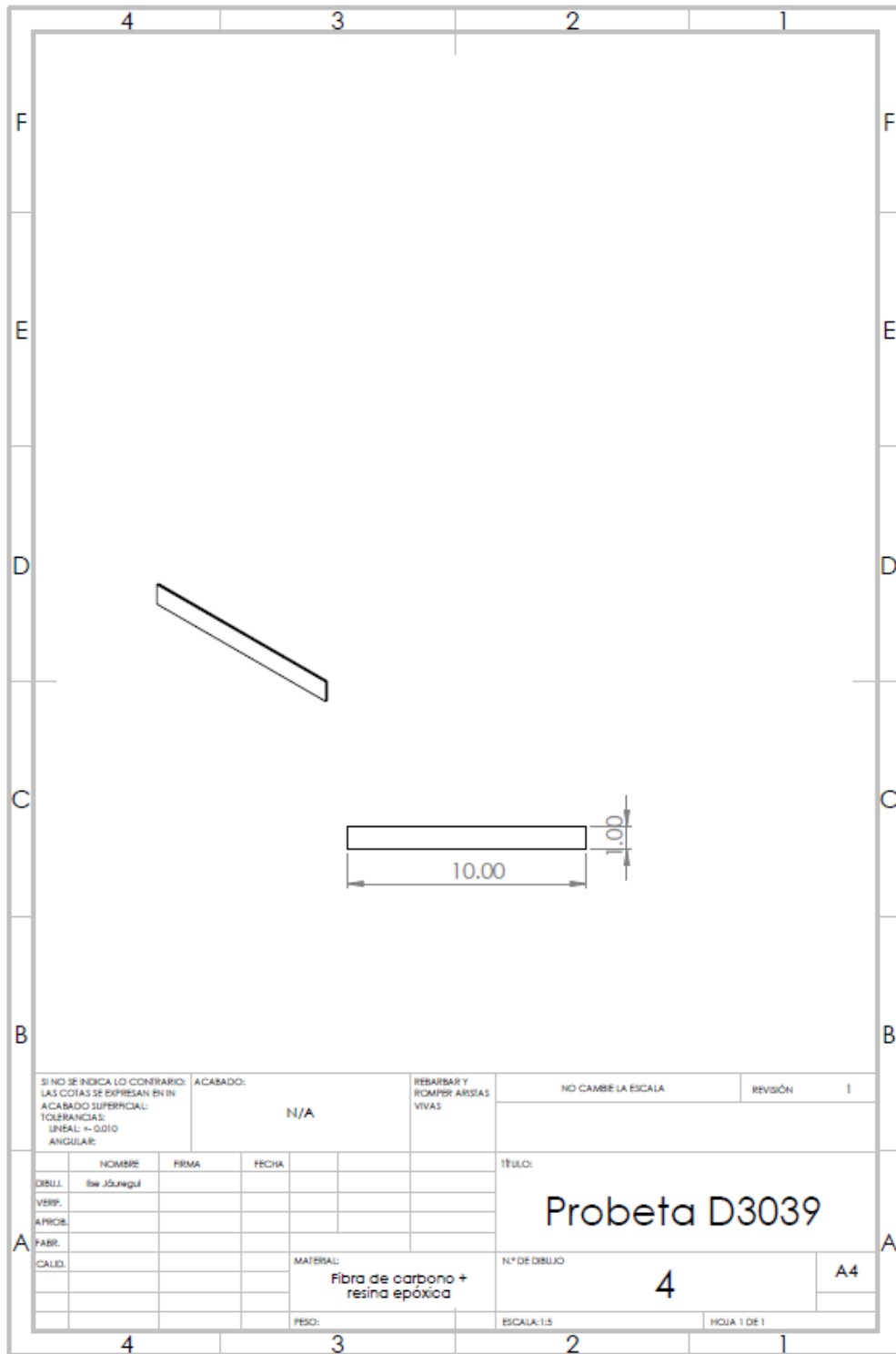
Plano de indentador para simulación de prueba de impacto



Plano de probeta rectangular para simulación de prueba de impacto en materiales compuestos.



Plano de probeta rectangular para simulación de prueba de tensión en materiales compuestos.



## 9. Resultados de simulación de pruebas de tensión en ANSYS

